

UNIVERSIDAD CARLOS III DE MADRID

ESCUELA POLITÉCNICA SUPERIOR



GRADO EN INGENIERÍA MECÁNICA

CURSO ACADÉMICO 2016-2017

DISEÑO, CÁLCULO Y FABRICACIÓN DE UNA
ESTRUCTURA CENTRAL DE SATELITE EN
MATERIAL COMPUESTO

Autor: Marina Berninches Pintado

Tutor: Carlos Samartín Pulián

Madrid, Junio 2017

Contenido

Lista de figuras	II
Lista de tablas.....	III
1. Introducción	1
1.1.Introducción a las estructuras centrales de satélite	1
1.2.Marco regulador.....	3
1.3.Entorno socio-económico.....	3
1.4.Introducción a los materiales compuestos	4
1.5.Introducción a las estructuras monolíticas y tipo sándwich	7
2. Estado del arte	15
3. Especificación	18
4. Fase de diseño	21
4.1.Introducción a los laminados	21
4.2.Diseño de la estructura de estudio.	23
4.2.1.Geometría	23
4.2.2.Materiales	23
4.2.2.1.Fibra de carbono + resina	24
4.2.2.2.Núcleo.....	27
4.2.2.3.Adhesivo	31
5. Fase de cálculo y optimización.....	33
5.1.Cálculo analítico	33
5.1.1.Proceso para realizar el cálculo analítico en los laminados	33
5.1.2.Realización del cálculo analítico.....	37
5.2.Cálculo asistido.....	42
5.2.1.Estructura tipo sándwich.....	43
5.2.2.Estructura monolítica	65
5.2.3.Comparación de resultados entre estructura sándwich y monolítica	78
6. Fabricación y análisis de costes.....	80
6.1.Proceso de fabricación	80
6.2.Análisis de costes.....	91
7. Selección del diseño final	98
8. Conclusiones.....	100
9. Estudios futuros	102
Documentación de referencia.....	103

Lista de figuras

Fig 1.1-1. Esquema de la arquitectura del satélite Alphasat ^[7]	2
Fig 1.1-2 Satélite Alphasat ^[7]	2
Fig 1.4-1. Clasificación de materiales compuestos	6
Fig 1.4-2. Evolución en la utilización de material compuesto en la industria aeronáutica ^[2]	7
Fig 1.5-1. Configuración de materiales compuestos en función de su refuerzo ^[9]	10
Fig 1.5-2. Cinta (Unidireccional) vs tejido (woven) ^[22]	10
Fig 1.5-3. Esquema de estructura tipo sándwich con núcleo de colmena ^[10]	12
Fig 1.5-4. Tipos de núcleos ^[8]	12
Fig 4.1-1. Definición de laminado ^[11]	21
Fig 4.1-2. Distribución de tensiones y deformaciones en un laminado ^[11]	22
Fig 4.2.2.1-1. Fibras de carbono producidas por Hexcel ^[12]	26
Fig 4.2.2.1-2. Proceso de curación de la resina 8552 ^[13]	27
Fig 4.2.2.2-1. Propiedades aleación núcleo ^[14]	30
Fig 5.1.1-1. Proceso de cálculo analítico para los laminados	33
Fig 5.1.1-2. Esquema del elemento estudiado	34
Fig 5.1.1-3. Esquema de estructura a estudio ^[15]	35
Fig 5.1.1-4. Esquema piel superior a estudio ^[15]	35
Fig 5.1.2-1. Problema a estudiar	38
Fig 5.2-1. Proceso en Abaqus	42
Fig 5.2-2. Creación archivo de entrada	43
Fig 5.2.1-1. Núcleo metálico (Sketch y Part)	44
Fig 5.2.1-2. Piel (Sketch y part)	44
Fig 5.2.1-3. Placa lateral para el lanzador	45
Fig 5.2.1-4. Placa sujeción del deposito	45
Fig 5.2.1-5. Creación del laminado	47
Fig 5.2.1-6. Orientación material del núcleo	49
Fig 5.2.1-7. Orientación material de las pieles	49
Fig 5.2.1-8. Orientación material de la placa lateral para el lanzador	49
Fig 5.2.1-9. Orientación material de la placa soporte del deposito	50
Fig 5.2.1-10. Definición de ejes coordenados para la estructura total	51
Fig 5.2.1-11. Ejemplo de interacción "tie"	52
Fig 5.2.1-12. Cargas aplicadas a la estructura I	54
Fig 5.2.1-13. Cargas aplicadas a la estructura II	54
Fig 5.2.1-14. Familias de elementos ^[16]	55
Fig 5.2.1-15. Elementos con interpolación lineal y cuadrática ^[16]	56
Fig 5.2.1-16. Ejemplos de partes malladas	57
Fig 5.2.1-17. Tensiones de VonMises en la estructura sandwich	59
Fig 5.2.1-18. Distribución de tensiones en la dirección 11 de la estructura sándwich	59
Fig 5.2.1-19. Distribución de tensiones en la dirección 22 de la estructura sándwich	60
Fig 5.2.1-20. Distribución de tensiones en la dirección 33 de la estructura sándwich	60
Fig 5.2.1-21 Distribución de tensiones en la dirección 12 de la estructura sándwich	61
Fig 5.2.1-22. Distribución de tensiones en la dirección 13 de la estructura sándwich	61
Fig 5.2.1-23. Distribución de tensiones en la dirección 23 de la estructura sándwich	62
Fig 5.2.1-24. Desplazamientos en magnitud de la estructura sándwich	63
Fig 5.2.1-25. Desplazamientos en la dirección 1 de la estructura sándwich	63

Fig 5.2.1-26. Desplazamientos en la dirección 2 de la estructura sándwich	64
Fig 5.2.1-27.. Desplazamientos en la dirección 3 de la estructura sándwich	64
Fig 5.2.2-1. Estructura monolítica	66
Fig 5.2.2-2. Creación del laminado para la estructura monolítica	67
Fig 5.2.2-3. Orientación estructura monolítica	67
Fig 5.2.2-4. Orientación material de la placa lateral para el lanzador	68
Fig 5.2.2-5. Orientación material de la placa soporte del deposito.....	68
Fig 5.2.2-6 . Definición de ejes coordenados para la estructura total	69
Fig 5.2.2-7. Cargas aplicadas a la estructura monolítica	70
Fig 5.2.2-8. Ejemplos de partes malladas.....	71
Fig 5.2.2-9. Tensión de VonMises en la estructura monolítica	72
Fig 5.2.2-10. Distribución de esfuerzos en la dirección 11 en la estructura monolítica	72
Fig 5.2.2-11. Detalle distribución de esfuerzos en la dirección 11 en la estructura monolítica .	73
Fig 5.2.2-12. Distribución de esfuerzos en la dirección 22 en la estructura monolítica	73
Fig 5.2.2-13. Distribución de esfuerzos en la dirección 33 en la estructura monolítica	74
Fig 5.2.2-14. Distribución de esfuerzos en la dirección 12 en la estructura monolítica	74
Fig 5.2.2-15. Desplazamientos en magnitud en la estructura monolítica.....	75
Fig 5.2.2-16. Desplazamientos en la dirección 1 en la estructura monolítica.....	76
Fig 5.2.2-17. Desplazamientos en la dirección 2 en la estructura monolítica.....	76
Fig 5.2.2-18. Desplazamientos en la dirección 3 en la estructura monolítica.....	77
Fig 6.1-1. Set-Up	81
Fig 6.1-2. Corte por control numérico.....	82
Fig 6.1-3. Lay-up	83
Fig 6.1-4. ATL (Automated Tape Laying) ^[17]	84
Fig 6.1-5. AFP (Automated fiber placement) ^[18]	85
Fig 6.1-6. Operaciones finales	86
Fig 6.1-7. Autoclave para materiales compuestos	88
Fig 6.1-8. Proceso de fabricación de la estructura tipo sándwich	89
Fig 6.1-9. Proceso de fabricación de una estructura monolítica.....	90
Fig 6.2-1. Tiempos empleados en los procesos de la estructura Sándwich.....	93
Fig 6.2-2. Costes por categoría de la estructura Sándwich	94
Fig 6.2-3. Tiempos empleados en los procesos de la estructura Monolítica	95
Fig 6.2-4. Costes por categoría de la estructura Monolítica	96
Fig 6.2-5. Comparación de tiempos	96
Fig 6.2-6. Comparación de costes	97

Lista de tablas

Tabla 1.5-1. Efecto del espesor del núcleo en la rigidez a flexión, la resistencia y el peso en una estructura sándwich ^[8]	14
Tabla 3-1. Cargas y aceleraciones últimas.....	20
Tabla 4.2.2.1-1. Propiedades de la fibra de carbono IM7	26
Tabla 4.2.2.1-2. Propiedades resina + fibra.....	27

Tabla 4.2.2.2-1. Comparación entre tipos de núcleos	28
Tabla 4.2.2.2-2. Comparación entre aleaciones de aluminio.....	29
Tabla 4.2.2.2-3. Propiedades núcleo	31
Tabla 4.2.2.2-4. Propiedades del núcleo	31
Tabla 5.1.2-1. Márgenes de seguridad en cada dirección.....	40
Tabla 5.2.1-1. Propiedades del material laminado	47
Tabla 5.2.1-2. Propiedades núcleo	48
Tabla 5.2.1-3. Cargas aplicadas a la estructura.....	53
Tabla 5.2.1-4. Resumen de tensiones en la estructura sándwich.....	62
Tabla 5.2.1-5. Resumen de desplazamientos en la estructura sándwich	65
Tabla 5.2.2-1. Cargas aplicadas a la estructura.....	70
Tabla 5.2.2-2. Resumen de esfuerzos en la estructura monolítica	75
Tabla 5.2.2-3. Resumen de desplazamientos en la estructura monolítica	77
Tabla 5.2.3-1. Comparación de esfuerzos entre estructura sándwich y monolítica.....	78
Tabla 5.2.3-2. Comparación de desplazamiento entre estructura sándwich y monolítica.....	78
Tabla 5.2.3-3. Comparación de masa entre estructura sándwich y monolítica.....	78
Tabla 6.2-1. Tiempos unitarios de mano de obra	91
Tabla 6.2-2. Costes unitarios del material y de la mano de obra.....	91
Tabla 7-1. Comparación de tensiones entre estructura sándwich y monolítica.....	98
Tabla 7-2. Comparación de desplazamiento entre estructura sándwich y monolítica.....	98
Tabla 7-3. Comparación de masa entre estructura sándwich y monolítica.....	98

1. Introducción

1.1. Introducción a las estructuras centrales de satélite

Antes de comenzar con aspectos técnicos es necesario saber cómo es el elemento al que va dirigido este proyecto. El conocimiento del mundo de los satélites no es algo común en la población, realmente este es un sector muy reducido. Por ello es normal que nos asalten numerosas preguntas, ¿qué son las estructuras centrales de satélite?, ¿para qué sirven?, ¿cómo se fabrican?, etc.

Una estructura central, cuerpo central o “central tube” es una parte de los satélites cuya función es hacer de columna vertebral del mismo. A esta parte se le adhieren los elementos que necesita el satélite para su funcionamiento como pueden ser los paneles exteriores, depósitos de combustible, tuberías de propulsión, etc.

Otra de sus funciones principales es aportar rigidez a la estructura y soportar todas las cargas que se generan en el lanzamiento asegurando la integridad del satélite.

La inversión de tiempo y esfuerzo en mejorar este componente ha sido muy costosa, sin embargo, una mínima mejora puede suponer grandes avances tanto en la reducción del coste en su construcción como en el consumo de combustible que necesitará para ponerse en funcionamiento.

Desde que se comenzaron a construir los cuerpos centrales se han utilizado tanto estructuras monolíticas como de tipo sándwich, tal y como puede verse en el *capítulo 2. Estado del arte*. La utilización de uno u otro tipo de estructura dependerá de la relación resistencia-rigidez que se quiera obtener, las limitaciones de peso o las dificultades de fabricación.

En la *Figura 1.1-1. Esquema de la arquitectura del satélite Alphasat* se muestra un esquema de los distintos componentes de un satélite real. La parte resaltada en amarillo es el *central tube*, estructura a estudiar en este caso.

Este satélite geoestacionario fue desarrollado por EADS Astrium y Thales Alenia Space y lanzado el 25 de julio de 2013 desde el centro espacial de Kourou (Guayana francesa). Para hacerse una idea de las masas que se manejan en este ámbito, el Alphasat tenía una masa de lanzamiento de 6649 Kg.

Se encuentra situado a 25 grados de longitud este y es operado por la Agencia Espacial Europea (ESA) en conjunto con Inmarsat. Su función es la de proporcionar servicios satélite a Europa, Oriente Medio, África y partes de Asia tales como proporcionar internet rápido a zonas remotas, TV digital 3D de alta definición y redes móviles.

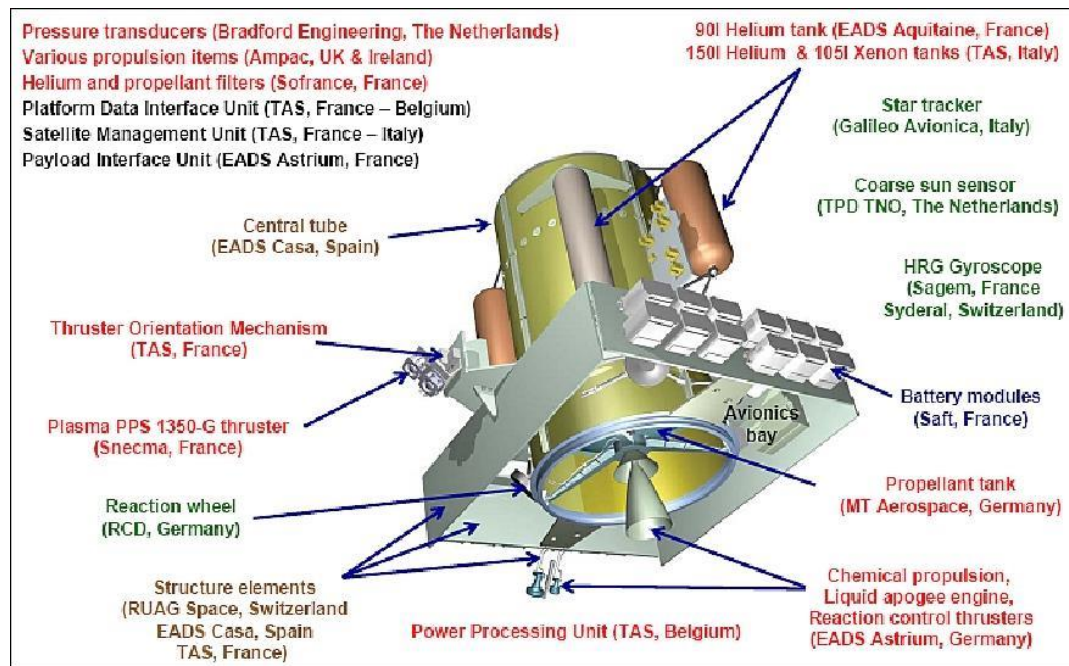


Fig 1.1-1. Esquema de la arquitectura del satélite Alphasat ^[7]



Fig 1.1-2 Satélite Alphasat ^[7]

Generalmente los tubos centrales tienen forma cilíndrica y recorren la totalidad o la mayor parte de la altura del satélite. En el extremo inferior del tubo se presenta un anillo que actúa de conector con el lanzador y que además aportará rigidez en la dirección radial. Debido a esto los diámetros de los tubos centrales coinciden con el diámetro del adaptador de la carga de pago al lanzador, típicamente 1194 o 1666 milímetros. Sin embargo, hay otros ejemplos de lanzadores, como el Ariane 5, cuyo diámetro está fuera de estas medidas estándar. En este caso concreto el diámetro del cohete mide 5.4 metros, haciendo necesario el uso de dispositivos de adaptación, generalmente cónicos para que el diámetro del cuerpo central del satélite pueda amarrarse al cuerpo principal del lanzador.

1.2. Marco regulador

Para realizar el proyecto se seguirán distintas normativas y regulaciones, tanto para asegurar la calidad de la estructura como para definir los requerimientos a cumplir.

En el proceso de producción, *capítulo 6. Fabricación y análisis de costes*, se verá como hay que llevar a cabo unas comprobaciones y verificaciones durante todo el procesamiento de la estructura para asegurar que las tareas seguidas han resultado exitosas. Estas verificaciones se hacen siguiendo normativas de la *European Cooperation for Space Standardization* (ECSS).

También a la hora de realizar un primer cálculo como aproximación analítica de la estructura se tendrá en cuenta la normativa internacional *ASTM D6272-17: Standard Test Method for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials by Four-Point Bending*, de la organización ASTM (American Society for Testing and Materials). Se desarrollará en el *capítulo 5. Fase de cálculo y optimización*.

Además, el proyecto se basará en una especificación técnica, aportada por el tutor académico del TFG, Carlos Samartín Pulián, tal y como se muestra en el *capítulo 3. Especificación*. En ella se relacionan los requerimientos a cumplir: dimensiones de la estructura, cargas a soportar, aceleraciones críticas a tener en cuenta en cada dirección, etc.

En los siguientes apartados se desarrollará cómo se ha dado respuesta a cada uno de estas peticiones.

1.3. Entorno socio-económico

La utilización y el desarrollo de los satélites, ha causado un gran impacto en la sociedad. Se ha podido avanzar en distintos campos como comunicaciones, navegación GPS, meteorología, estudio terrestre y marítimo, espionaje, ciencia, etc.

Gracias a ellos la sociedad ha pasado de un sistema de comunicación por cartas (que precisaba un largo tiempo para comunicar emisor y receptor) a un sistema de telecomunicación (en el que se pueden enviar y recibir mensajes en tiempo real). Otro gran impacto en la sociedad es la oportunidad que brindan a la hora de detectar recursos naturales existentes o el estudio del medio ambiente.

Como se ha dicho, los satélites han sido muy beneficiosos para la sociedad. Sin embargo, también producen ciertos problemas.

Desde que comenzaron a orbitar, se han dado situaciones de impacto o explosiones en las que se han producido desprendimientos de residuos espaciales que han caído directamente a la tierra. Un ejemplo de esta situación se dio en 1979, cuando se produjo la caída del Skylab, dispersando 20 toneladas de desperdicios entre el océano Índico y Australia. Además, según la NASA, más de 500.000 objetos de residuos de naves espaciales dañadas, satélites en desuso y otros desechos reposan alrededor del planeta Tierra, son un peligro constante para la actividad espacial. Esto ha llevado a pensar en medidas preventivas como la creación del “Camión de basura Cósmica”, por parte de la NASA, la ESA y otros organismos espaciales. Con esta medida se busca detectar primero la basura espacial mediante la utilización de radares para después enviar transbordadores a recogerla. Este proyecto tiene un elevado coste por lo que genera un gran rechazo por parte de muchos gobiernos.

Además de lo expuesto anterioremente, el costo de fabricación, lanzamiento y posible necesidad de reparaciones de las estructuras espaciales es bastante elevado. En el *Capítulo 6. Fabricación y análisis de costes* se dará una idea de estos factores y se calculará el presupuesto necesario para la realización del proyecto.

1.4. Introducción a los materiales compuestos

Existen numerosos materiales distintos, cada uno de ellos con unas características, y propiedades, que les hace ser aptos para unos usos u otros.

Generalmente se distinguen tres tipos de materiales: metálicos, poliméricos y cerámicos.

1. Materiales metálicos: tienen los átomos unidos mediante una nube de electrones. Entre sus propiedades se encuentran:

- a. Buenos conductores de la electricidad y el calor
- b. Alta maleabilidad: permite obtener láminas delgadas del material.
- c. Son dúctiles: posibilidad de deformarse plásticamente sin romperse ante la acción de una fuerza, permitiendo obtener alambres o hilos.
- d. Alta tenacidad: resistencia de los metales al romperse al aplicarles esfuerzos bruscos

- e. Buena resistencia mecánica: pueden resistir esfuerzos a tracción, compresión, torsión y flexión sin deformarse ni romperse.

Algunos ejemplos de metales son el cadmio, utilizado como protección para la corrosión en soldaduras, o el litio, empleado como catalizador de polimerización y lubricante en la cerámica y los cristales.

2. Materiales poliméricos: formados por la polimerización de pequeñas cadenas de moléculas orgánicas (monómeros). Estos grupos se unen mediante enlaces covalentes. Son unidades estructurales repetitivas y mayoritariamente provienen del carbono, petróleo y gas natural.

Se clasifican en elastómeros (con gran elasticidad) y plásticos, que a su vez se divide en termoestables (no pierden su forma por la acción del calor y la presión) y termoplásticos (si pierden su forma ante la acción del calor y la presión).

Este tipo de materiales presenta las siguientes propiedades:

- a. Densidades bajas
- b. Buenos como aislantes térmicos y eléctricos
- c. Se ablandan o descomponen a temperaturas relativamente bajas
- d. Buena resistencia mecánica
- e. Buena resistencia a ácidos y bases

Algunos ejemplos de los materiales poliméricos son el polietileno, el nylon o los poliésteres. En cuanto a sus aplicaciones están muy presentes en el sector de la construcción, el industrial y en el de consumo. Por ejemplo, se utilizan en la fabricación de tuberías, aislamientos de cables, envoltorios o juguetes.

3. Materiales cerámicos: son compuestos químicos e inorgánicos formados por elementos metálicos y no metálicos enlazados químicamente mediante enlaces iónicos y/o covalentes.

Las propiedades que presentan son las siguientes:

- a. Debido a su enlace iónico/covalente son duros y frágiles a temperatura ambiente. Esto limita las posibles aplicaciones.
- b. Se deforman a elevadas temperaturas.
- c. En su mayoría son aislantes eléctricos y térmicos.

La arcilla, el sílice y el feldespato pertenecen a este grupo. Los cerámicos tienen alta aplicación en la alfarería (por su dureza y resistencia al calor), la fabricación de elementos

de construcción como los ladrillos (por su dureza y baja conductividad térmica) o como aislantes en dispositivos eléctricos (por su baja conductividad eléctrica).

Actualmente, debido al desarrollo de la industria y la tecnología y la necesidad de satisfacer nuevas demandas hay una tendencia a buscar materiales nuevos que nos permitan satisfacer varias condiciones de forma simultánea. Por ejemplo:

- Mejora de las propiedades mecánicas
- Materiales de baja densidad
- Materiales resistentes a altas temperaturas
- Materiales resistentes a la corrosión
- Materiales con propiedades muy específicas

Mediante la unión de dos o más materiales pertenecientes a los tres grupos descritos anteriormente se pueden conseguir otros con mejores propiedades. De esta forma se generan los llamados materiales compuestos.

Se distinguen varias clases de materiales compuestos, principalmente en función del tipo de refuerzo o de su estructura tal y, como se muestra en la Fig.1.4-1. *Clasificación de materiales compuestos.*

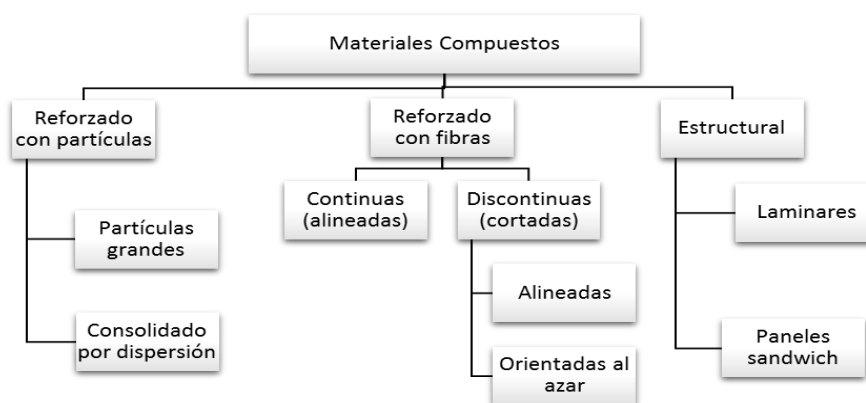


Fig 1.4-1. Clasificación de materiales compuestos

El sector aeroespacial es uno de los más exigentes a la hora de elegir los materiales con los que trabajar. En esta industria el bajo peso, la alta resistencia mecánica, la alta rigidez y la buena resistencia a fatiga son aspectos clave ya que permiten reducir el consumo de combustible y aumentar la vida útil de las estructuras. Por esto, para ellos la aplicación y el estudio de materiales compuestos ha supuesto una innovación muy positiva. Tales son las ventajas de utilizar materiales compuestos que poco a poco los componentes que antes

eran fabricados con materiales metálicos ahora están siendo sustituidos por componentes fabricados de material compuesto.

Algunos se preguntarán por qué la ligereza es un aspecto tan importante en el sector aeroespacial y por qué se le dedica tantos esfuerzos a la búsqueda de materiales menos pesados. Para hacerse una idea de este hecho hay que tener en cuenta que el ahorro de 1 kg en la masa de la estructura supondrá un ahorro de 8 kg de combustible a la hora de lanzar el satélite. Con esta reducción de peso se consigue disminuir en unos 20.000€ el coste de un proyecto.

En la siguiente imagen, se puede ver la evolución de la utilización de materiales compuestos en la industria aeronáutica con respecto al paso de los años.

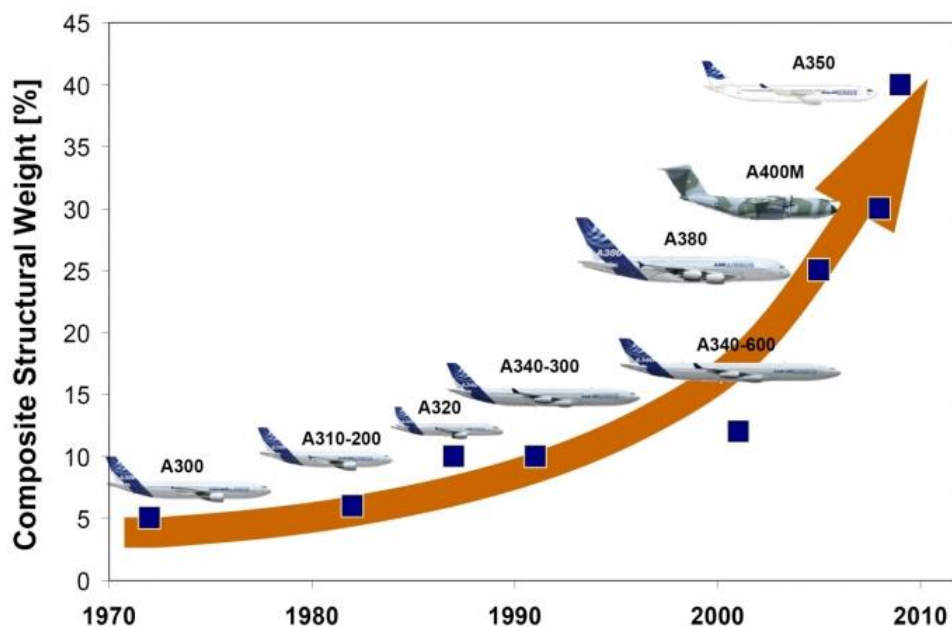


Fig 1.4-2. Evolución en la utilización de material compuesto en la industria aeronáutica [2]

1.5. Introducción a las estructuras monolíticas y tipo sándwich

Para la realización de este Trabajo Fin de Grado se diseñará, calculará, optimizará y fabricará el cuerpo central de un satélite. Para ello se realizará el estudio del mismo utilizando dos tipos de estructuras: una monolítica y otra tipo sándwich.

A continuación, se describe cada una de estas estructuras y las ventajas que supone su utilización:

- Estructuras monolíticas

Son estructuras formadas por la unión de distintas láminas de material compuesto. En cada lámina se puede encontrar una mezcla de distintos materiales, uno en forma de matriz y otro/s en forma de refuerzo. Cada una de estas partes se caracteriza por lo siguiente:

- Matriz: Suele ser un material resistente y más tenaz y dúctil que el del refuerzo. Su misión principal es la de transmitir los esfuerzos al refuerzo y proporcionar la estabilidad y ductilidad al compuesto. Además, protegen al refuerzo del deterioro mecánico y químico por lo que deben evitar que las grietas causadas por las fibras rotas se propaguen por el material.

Las matrices pueden ser:

- Termoplásticos: utilizadas comúnmente en aplicaciones con pocos requisitos.
 - Elastómeros: por ejemplo, usadas en la fabricación de neumáticos y cintas transportadoras.
 - Duroplásticos o termoestables: son la mejor opción para aplicaciones en las que se necesiten altas prestaciones. También son conocidos como resinas y su principal característica es que todos ellos necesitan pasar por un proceso de curado para alcanzar sus máximas propiedades. En este grupo se encuentran las epoxis, las bismaleimidas, las poliamidas o los poliésteres.
- Refuerzo: Para su fabricación se utilizan materiales duros, rígidos, ligeros y frágiles. Este es el encargado de soportar la mayor parte de la fuerza y la tensión aplicada en el material. Como se verá más adelante, se pueden utilizar diferentes orientaciones y combinaciones en función de los resultados que se estén buscando.

El tipo de refuerzo más utilizado en la industria aeroespacial son las fibras. Por ello nos centraremos en la descripción de los distintos tipos de fibras que se utilizan:

- Fibras de vidrio: su fabricación se realiza partiendo de la sílice, después se le añaden otros componentes en función de las propiedades que se precisen. Algunos objetos cotidianos donde podemos encontrar estas fibras son tablas de surf, pértigas, carrocerías de automóviles, etc. Se caracterizan por:
 - Presentan gran resistencia a tracción
 - Son duras y flexibles
 - Son resistentes al ataque químico

- Fibras orgánicas: se obtienen a partir de polímeros. La más utilizada es la fibra Kevlar, una poliaramida sintetizada con las siguientes propiedades:
 - No se derrite
 - No se contrae en llama
 - Carboniza a temperaturas muy altas
 - Buena estabilidad química
 - Extremadamente resistente al impacto
 - Baja densidad
 - Muy rígida

Debido a estas características las fibras Kevlar se utilizan para la fabricación de chalecos antibalas, alas de aviones, equipamiento de motorista o trajes espaciales.

- Fibra de carbono: formadas por filamentos de carbono entramados. Se usan en la elaboración de distintos elementos como drones, instrumentos musicales o prótesis. Sus características principales son:
 - Alta resistencia específica y rigidez debido a la estructura cristalográfica del grafito
 - Alto módulo específico
 - Buena resistencia a disolventes orgánicos
 - Inerte frente a la humedad y los disolventes
- Fibras cerámicas: su elemento principal es el cuarzo o la sílice. Poseen las siguientes peculiaridades:
 - Flexibilidad
 - Gran resistencia al choque térmico

Como ya se ha dicho, para alcanzar las propiedades que se quieran, además del material también influye el tipo de refuerzo la forma en la que se coloque el mismo. Por ejemplo, si se utilizan fibras continuas orientadas en una dirección se tendrá una gran resistencia en dicho eje, sin embargo, en los otros las propiedades serán muy diferentes. Si por el contrario se necesitan propiedades parecidas en todas las direcciones interesará más un refuerzo con fibras orientadas al azar, sacrificando así alcanzar el valor máximo posible de resistencia.

En la *Figura 1.5-1. Configuración de materiales compuestos en función de su refuerzo* se puede apreciar un esquema de los distintos tipos de fibras más comúnmente utilizados. También existe el refuerzo mediante partículas.

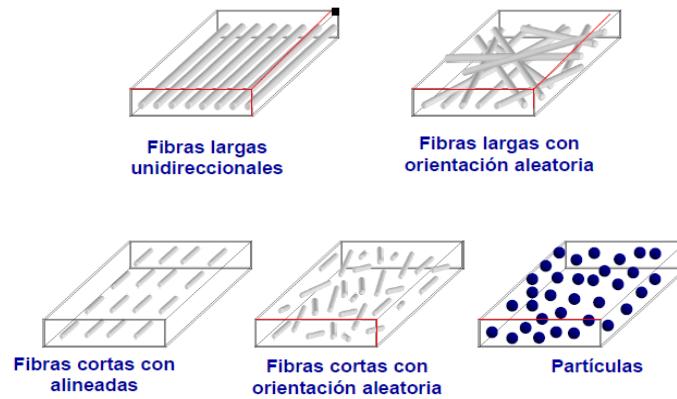


Fig 1.5-1. Configuración de materiales compuestos en función de su refuerzo ^[9]

En la industria aeroespacial la configuración más usada es la fibra larga continua. Tiene muy buenas propiedades, sin embargo, implica un precio elevado ya que a la hora de producir el material es más complicado de introducir este tipo de fibra en el mismo.

En la fabricación de una lámina de material compuesto formada por la unión de una matriz y un conjunto de fibras hay que tener en cuenta que este material se puede presentar de dos formas diferentes: cintas o tejidos.

En las cintas los hilos están dispuestos de manera unidireccional. Este caso se da en los materiales pre-impregnados en los que el refuerzo viene impregnado en la resina sin polimerizar y en estado semilíquido. Esos pre-impregnados precisan de un proceso final de curación para completar su polimerización y reticulación.

En los tejidos las fibras se entrelazan perpendicularmente.

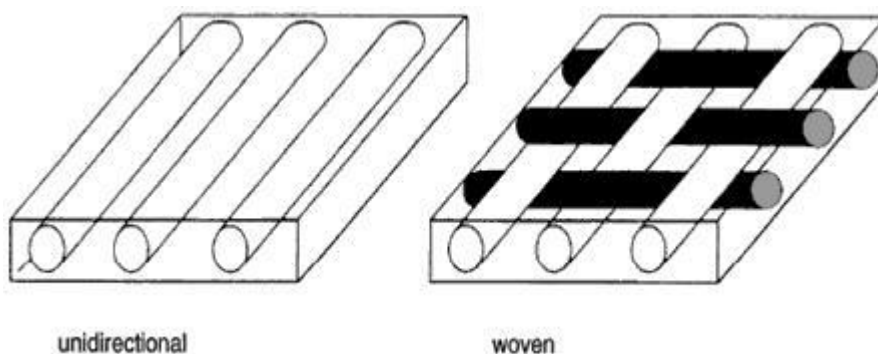


Fig 1.5-2. Cinta (Unidireccional) vs tejido (woven) ^[22]

Se puede concluir que las ventajas más significativas de las estructuras monolíticas son:

- La alta resistencia tanto global como local que se genera ante esfuerzos
- Gran carga de rotura

- Alta rigidez
- Buena relación resistencia/peso
- Menor coste de fabricación, comparándolo con estructuras tipo sándwich
- Menor riesgo de fallo que las estructuras tipo sándwich, ya que se realizan estructuras formadas por una única pieza
- Este tipo de estructuras permiten jugar con la fracción de fibras utilizada, pudiendo así conseguir de forma sencilla unas propiedades u otras en función de las necesidades de cada caso. Por ejemplo, una mayor fracción volumétrica de fibras aumentará la resistencia del material. El límite superior de la fracción volumétrica de las fibras se sitúa en torno al 80%, ya que con un porcentaje mayor se imposibilitaría el rodear todas las fibras con la matriz.

En determinadas ocasiones, haciendo una comparación entre una estructura monolítica con una sándwich, se obtiene que es posible cumplir los mismos requerimientos con ambas. En el caso de los cuerpos centrales normalmente la estructura sándwich es mejor opción sin embargo no siempre es así, por lo que habría que estudiar ambas opciones.

Un ejemplo de estructura monolítica utilizada en la industria aeroespacial fue la fabricación del adaptador de Carga útil para el Lanzador Ariane 5, el cual fue realizado mediante una única pieza de fibra de carbono de alto módulo.

- Estructuras tipo Sándwich

Son estructuras formadas por la adhesión de dos placas planas (pieles) de laminado sólido, relativamente delgadas y de alta resistencia, a un núcleo de distinto material, por lo general de mucho mayor espesor y muy ligero. En general la unión piel-núcleo-piel se realiza mediante la utilización de un adhesivo. Sin embargo, es posible encontrar estructuras sándwich en las que este no esté presente, siempre y cuando el material compuesto a utilizar tenga suficiente contenido de resina como para actuar como medio de unión entre pieles y núcleo.

Las estructuras tipo sándwich pueden presentar núcleos de distintas formas y pueden ser construidas con una gran variedad de materiales. En la *Figura 1.5-4. Esquema de estructura tipo sándwich con núcleo de colmena* pueden las distintas partes de este tipo de piezas.

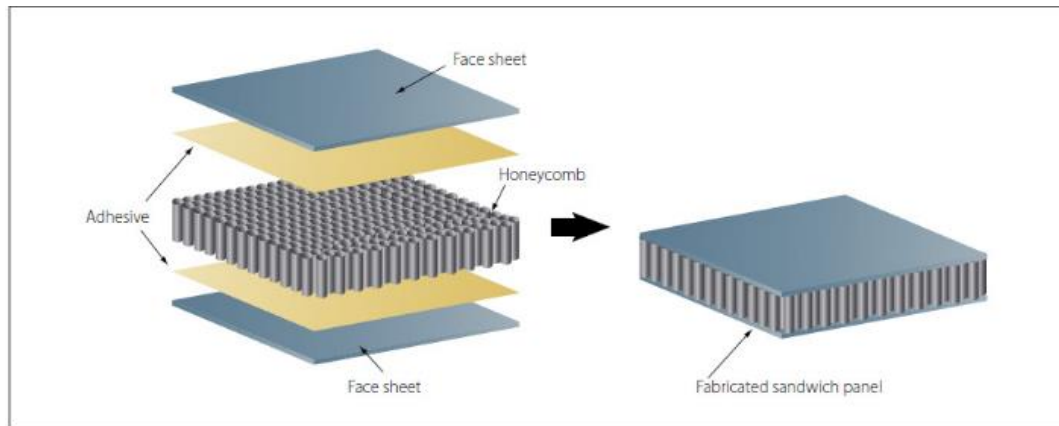


Fig 1.5-3. Esquema de estructura tipo sándwich con núcleo de colmena ^[10]

A continuación, se describe cada componente de esta estructura y las funciones que tienen:

- Pieles

También llamados revestimientos. Son laminados de material compuesto que encierran al núcleo formando un sándwich. Como ya se ha explicado antes, los laminados de material compuesto están formados por una masa de unión, matriz, con otro material más resistente, las fibras.

Deben ser de materiales con buenas propiedades ya que son los elementos que dan la resistencia a la estructura. Estos revestimientos se encargan de soportar las cargas introducidas por la flexión.

- Núcleo

Tiene como función principal mantener separadas las pieles y transmitir los esfuerzos cortantes de una cara a la otra. Debe soportar los esfuerzos a compresión y evitar el deslizamiento longitudinal entre las pieles en el caso de que se produzca flexión.

Se pueden encontrar distintas configuraciones en cuanto al núcleo. Las más comunes son: núcleo expandido, placa nevada y el núcleo en forma de colmena.

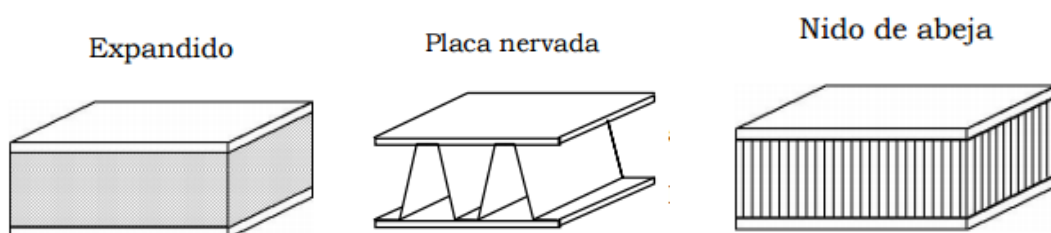


Fig 1.5-4. Tipos de núcleos ^[8]

Además, el material del núcleo debe ser compatible con el material de las pieles para que no haya problemas en la integración de la estructura.

En este capítulo se hablará del núcleo tipo “panal de abeja” o *honeycomb*, por ser el más utilizado en la industria aeroespacial. En un núcleo de panal de abeja se pueden distinguir los siguientes elementos:

- Celdilla: figura geométrica que se repite a lo largo y ancho del núcleo.
- Nodo: zona de pegado entre celdillas.
- Espesor de pared: espesor de la hoja que forma la celdilla.
- Dirección longitudinal: dirección perpendicular al sentido de expansión del núcleo.
- Diámetro: distancia entre los lados opuestos de una celdilla o diámetro del círculo inscrito en una celdilla.
- Altura: distancia entre las caras externas del núcleo.
- Densidad: Parámetro que depende del espesor de hoja, del material y diámetro de la celdilla.

- Adhesivo

Además de las partes ya mencionadas, en el caso de ser necesario habrá una interface que servirá para mantener todo el conjunto unido.

Las distintas partes de este tipo de construcciones, pieles, núcleo y adhesivo, suelen cumplir las siguientes relaciones:

- El espesor del núcleo entre 1 y 10 veces el espesor de las pieles
- El espesor de las pieles entre 0.25 mm y 12.7 mm
- La densidad del núcleo entre $20 \frac{Kg}{m^3}$ y $1000 \frac{Kg}{m^3}$
- El espesor del adhesivo entre 0.025 mm y 0.2 mm

Entre las ventajas de las estructuras tipo Sándwich se encuentran:

- Ligereza, debido a la poca densidad del núcleo se pueden conseguir estructuras con propiedades parecidas a las monolíticas, pero con un peso muy inferior.
- Mayor rigidez a flexión. Se incrementa muy considerablemente al aumentar el espesor del núcleo y sin necesidad de aumentar prácticamente el peso de la estructura debido a la ligereza del mismo.
- Mayor resistencia local y menor riesgo de pandeo.
- Aislamiento térmico, los núcleos utilizados, además de tener más espesor que las placas, suelen tener un coeficiente de conductividad mucho menor, transmitiendo así menos potencia térmica.

- Buen comportamiento a fatiga, debido a que las caras están unidas de forma continua al núcleo produciendo que las tensiones residuales sean mínimas.

En la Tabla 1.5-1 se puede ver la relación entre el espesor del núcleo y la rigidez, resistencia y peso de una estructura sándwich.

Espesor núcleo	0	t	3t
Rigidez a flexión	1	7	37
Resistencia	1	3,5	9,25
Peso	1	1,03	1,06

Tabla 1.5-1. Efecto del espesor del núcleo en la rigidez a flexión, la resistencia y el peso en una estructura sándwich ^[8]

Sin embargo, también cabe mencionar que estas estructuras cuentan con desventajas, como pueden ser las complicaciones que se generan en el proceso de fabricación de las mismas, aumentando los costes producidos con respecto a las construcciones monolíticas.

Las estructuras tipo sándwich son muy utilizadas en la industria aeroespacial, ya que en este sector se valora el encontrar estructuras con una gran rigidez, pero sin que ello implique aumentar cuantiosamente el peso de las mismas. En ellas se suelen utilizar pieles de fibra de carbono mientras que el núcleo es metálico, normalmente de aleaciones de aluminio. Por ejemplo, algunos de sus usos son: en la construcción de reflectores de antenas en satélites de telecomunicaciones o en estructuras cónicas y cilíndricas de aeronaves, lanzadores y satélite.

Además de esto, también es sabido que estas estructuras son muy sensibles a cargas de impacto, que pueden provocar fallos del núcleo y hundimientos locales sobre todo cuando los revestimientos son muy delgados, lo que puede traducirse en la pérdida de la integración de la estructura. Es por ello que, dependiendo de la ubicación dentro del satélite de estos elementos estructurales tipo sándwich, se puedan encontrar refuerzos locales tanto en las pieles como en el núcleo, para la protección contra impacto.

2. Estado del arte

A priori no es posible determinar que material o arquitectura es mejor o peor para la construcción del cuerpo central de un satélite. Esto dependerá de las características que se quiera que este tenga (resistencia, rigidez, pandeo, etc).

Para el diseño de cualquier elemento se deben especificar unos criterios críticos que se deben tener en cuenta. En el caso del cuerpo central de satélite se pueden nombrar los siguientes:

- Mecánicos: rigidez, resistencia global, resistencia a pandeo, resistencia y rigidez local, etc.
- Otros: minimización de costes y masa, necesidad de riesgos cero (técnicos, operativos, fabricación, aprovisionamiento, defectos de difícil detección...), etc.

Todo lo relacionado con el mundo aeroespacial está en continuo estudio, buscando la forma de mejorar y desarrollar más lo que ya está implementado.

A continuación, se puede ver un ejemplo del intento de mejora de la serie de satélites Eurostar.

La familia Eurostar ha sido construida por Airbus Defence & Space. Esta serie se utiliza para labores de telecomunicación tanto militares como comerciales en orbitas geoestacionarias.

Más de 70 satélites de esta serie han sido encargados hasta la fecha, 55 de ellos ya han sido satisfactoriamente lanzados desde 1990.

La mayor parte de la configuración de la familia de los Eurostar se mantiene igual que en sus inicios. Según han ido surgiendo nuevas generaciones: E1000, E2000, E2000+ y E3000 han sido más grandes, potentes y eficientes.

Con las distintas versiones se consiguió aumentar la vida útil de la plataforma en 15 años. Además, se ofrecen potentes cargas de entre 4 y 14 kW. La masa de despegue de este satélite está entre 4 y 6 Ton.

En el año 2004 entró en funcionamiento el Eurostar E3000, que se ha fabricado con las tecnologías más novedosas, aunque siga manteniendo la configuración inicial de la serie. En este modelo se pueden distinguir distintas versiones en función del tamaño de la plataforma: SX, S, M y L de menor a mayor.

El “central tube” del Eurostar 3000 está formada por dos cilindros de diámetro 800 mm y un cono en la base de diámetros 800 y 1194 mm para unirse con el lanzador. Tanto cono como cilindros son tipo sándwich y están unidos mediante anillos metálicos de aluminio.

En el año 2005 se presentó en la ESTEC un proyecto que buscaba desarrollar este satélite con la versión E3000LX, utilizando una estructura monolítica en vez de una tipo sándwich. El tubo central seguiría la misma configuración que la versión original. Aunque a primera

vista puede parecer que con la estructura monolítica se empeoraría mucho en cuanto al peso total del cuerpo central lo cierto es que el aumento de peso en la parte de la fibra debido a la sustitución de paneles tipo sándwich por paneles macizos se compensó al realizar la estructura de una sola pieza, suprimiendo la necesidad de utilizar anillos metálicos para unirlos.

El objetivo principal de esta mejora del satélite es definir el cuerpo central con una configuración monolítica de CFRP y unida al resto de componentes mediante remaches.

La configuración de apilamiento (espesor, orientación...) estaría adaptada a lo largo de la carcasa monolítica, dependiendo de las propiedades que se necesiten en cada punto.

Para la construcción de este cuerpo central se ha tenido que superar un gran reto, se debía reemplazar una estructura tipo sándwich ya existente sin afectar en la estructura del resto de componentes. Para la definición de su tubo central se utilizaron modelos matemáticos para estudiar el impacto de esta modificación en el resto del satélite.

Para su diseño se buscó cumplir tanto con todos los requerimientos estructurales (dureza, pandeo, rigidez...) como con las constantes geométricas impuestas por el diseño de la plataforma ya existente.

Algunas de las consideraciones que se hicieron son:

- Utilizar la tecnología de fibras. Esta es una técnica de fabricación automática que aporta dos grandes ventajas comunes a los métodos automatizados para la fabricación de materiales compuestos: bobinado de fibras y colocación de cintas automatizada. Estas ventajas radican en la mayor calidad debido a la colocación precisa de las fibras, mejor compactación, control del espesor y gran repetitividad del producto final.
- Herramientas de fabricación y ensamblado únicas para todas las configuraciones.
- Estructura con una transición cónica y cilíndrica y toroidal. El tubo central es fabricado en una sola pieza con forma cónica-cilíndrica.
- Unión metálica entre el anillo y la carcasa: con esto se busca la eliminación de huecos entre las piezas metálicas y las piezas CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastic).
- Tacos continuos para minimizar el número de piezas.

Finalmente se determinó que la construcción del satélite con estructura monolítica era mejor opción. Sin embargo, no se llegó a pasar a producción debido que el estudio del mercado del momento no justificó la necesidad de construcción de una plataforma de este tamaño (ya estaba en marcha la construcción del Alphabus, mayor plataforma de satélites de comunicaciones existente en Europa).

Otro ejemplo en el que se utiliza la estructura tipo sándwich es en el “central tube” del satélite ARSAR.

Es un satélite de comunicaciones geoestacionario. Está operado por la empresa argentina ARSAT y construido por la empresa INVAP, del mismo país. Esta serie utiliza una estructura

multicapa de “panal de abeja”, cuyas pieles son de resina epoxi reforzada con fibra de carbono mientras que el núcleo está formado por hexágonos transversales de aluminio. De esta forma se consigue una combinación de ligereza y rigidez.

El primero de esta serie, ARSAT 1, fue lanzado en el año 2014. El ARSAT 1 tiene aproximadamente 1,8 x 2 x 2,9 metros.

Después de este se desarrolló el ARSAT 2, para cubrir tanto Sudamérica como gran parte de América del Norte.

Tanto el primero como el segundo tienen las mismas dimensiones, la única diferencia es que el ARSAT 2 posee dos antenas más.

Posteriormente, se tiene el objetivo de cubrir todo el continente americano con la puesta en funcionamiento del ARSAT 3.

Tal y como se ha dicho anteriormente, aunque los dos ejemplos desarrollados sean de estructuras tipo sándwich, también existen cuerpos centrales con estructuras monolíticas como es el caso de del satélite Juice.

Este satélite pertenece a una misión espacial propuesta por la ESA. Con él se pretende estudiar Júpiter y sus satélites durante 3 años. Está pensado realizar su lanzamiento en el año 2022, portándolo en el lanzador Ariane 5. La llegada a Júpiter se plantea en el año 2033.

3. Especificación

Para el diseño del “central tube” que se desarrollará en este Trabajo Fin de Grado se ha utilizado una especificación técnica basada en datos reales de estructuras de satélite y aportada por el tutor del mismo, Carlos Samartín Pulián.

A continuación, se resumen los puntos más característicos de la misma con relación a su diseño:

- La estructura debe ser rígida y estable, de forma que soporte las cargas y momentos introducidos por todos los subsistemas que estarán alojados en el “central tube” bajo cualquier tipo de condición medioambiental. Este hecho debe cumplirse en todas las fases por las que pasará el satélite.
- La estructura debe ser diseñada para funcionar en el peor caso de cargas, esto ocurre durante el lanzamiento. Habrá que incluir tanto las estáticas como las dinámicas aportadas en la especificación.
- Las últimas cargas de diseño deben ser 1.25 veces las cargas límite de vuelo. Además, las cargas límite de vuelo deben basarse en el peso máximo de lanzamiento previsto, teniendo en cuenta que en ese momento los depósitos de combustible están llenos y no pesarán menos de 4000Kg en total.
- Al elegir el material, deberá tenerse en cuenta su rigidez estructural para así conseguir minimizar pandeos y acoples dinámicos.
- Se tendrá en cuenta que los choques pirotécnicos no causarán ningún tipo de daño a la estructura ya que sus elementos estarán provistos de subsistemas de atenuación en el caso de que sea preciso.

Durante el test mecánico, se combinan fuerzas estáticas y dinámicas, siempre de baja frecuencia, para así producir las cargas cuasi-estáticas. En cuanto a estas cargas se tendrán que observar a la hora de realizar el diseño los siguientes aspectos:

- Además del peso de los tanques de combustible, el tubo central tendrá que soportar una carga de 4200Kg debido al peso de los equipos del satélite.
- La estructura debe cumplir los requerimientos de frecuencia en el eje longitudinal.
- Las cargas límite cuasi-estáticas de vuelo deben ser aplicadas en el centro de gravedad de la estructura.
- Las cargas laterales deben actuar en cualquier dirección simultáneamente con cargas longitudinales.

- Las cargas límite de vuelo deben tenerse en consideración para el diseño de la estructura, cumpliendo con los requerimientos de frecuencia y los momentos estáticos de acuerdo con los límites del centro de gravedad. Las cargas de diseño deben ser aplicadas a las interfaces del equipamiento y subsistemas o las juntas internas de los paneles estructurales.
- El desplazamiento máximo que puede sufrir la estructura en cada una de las direcciones de estudio será de 15 milímetros.

Para evitar el acople dinámico entre el lanzador y el tubo central, se deberá diseñar el mismo con un material que cuente con una rigidez capaz de soportar el siguiente valor:

- Frecuencia longitudinal ≥ 31 Hz

Además, la frecuencia predicha analíticamente deberá exceder en un 15% este valor teniendo en cuenta una masa un 5% mayor a la máxima de la estructura.

También hay que tener en cuenta unos requisitos de dureza, la estructura debe soportar todas las cargas de diseño sin deformarse o fracturarse en cualquiera de las fases por las que pasará el “*central body*”.

Se deberán aplicar factores de seguridad con respecto a las cargas aplicadas en el plano de la estructura. Esto se hará mediante constantes que multiplicarán a las cargas críticas de diseño para evitar llegar al límite elástico del material o a la rotura del mismo en cargas últimas. La estructura deberá demostrar márgenes positivos de seguridad bajo todos los tipos de limitaciones, fallos o condiciones asociadas con las cargas de diseño.

Seguirán la siguiente expresión:

$$\text{Margen de seguridad} = \frac{\text{Carga permitida (última)}}{\text{Carga última}} - 1 \quad (\text{Ecuación 3.1})$$

En este proyecto se espera analizar la validación estructura mediante un primer cálculo analítico y después con un programa informático, por tanto, se tomarán los factores de seguridad del tipo “calificación mediante análisis”. El Margen de seguridad en el caso de las cargas últimas será de 1.8.

Las restricciones térmicas especifican qué materiales pueden ser utilizados para la construcción de la estructura. Para cumplir con esta especificación se deberá encontrar un material capaz de trabajar entre -30 °C y 90 °C sin sufrir deformaciones o roturas.

Dimensionalmente, se va a utilizar un cilindro de diámetro igual a 1194 mm. En cuanto a la altura del cuerpo central, esta será de 2800 mm.

Se aplicarán las siguientes cargas producidas por el lanzador y aceleraciones a la estructura, teniendo en cuentas las cargas últimas (1.25 veces las cargas de diseño) ya que son las más restrictivas a la hora de poder diseñar el “central tube”. La *Tabla 3-1. Cargas y aceleraciones últimas* recoge estos valores.

Carga cuasi-estática	Aceleración axial (g)	Fuerza axial (N)	Aceleración lateral (g)	Fuerza lateral (N)
Carga última (1.25·DL)	-4.62	-90644	±1.44	±28326

Tabla 3-1. Cargas y aceleraciones últimas

4. Fase de diseño

4.1. Introducción a los laminados

A continuación, se muestra una introducción a la teoría de los laminados para así poder comprender mejor el comportamiento de la estructura a estudiar.

Un laminado es una estructura formada por distintas láminas apiladas y unidas mediante un adhesivo. Estas laminas pueden tener sus fibras orientadas en distintas direcciones, variando de esta forma las propiedades de la estructura global. Se definen de la siguiente manera, las láminas estarán en el plano XY mientras que se apilarán en el plano Z.

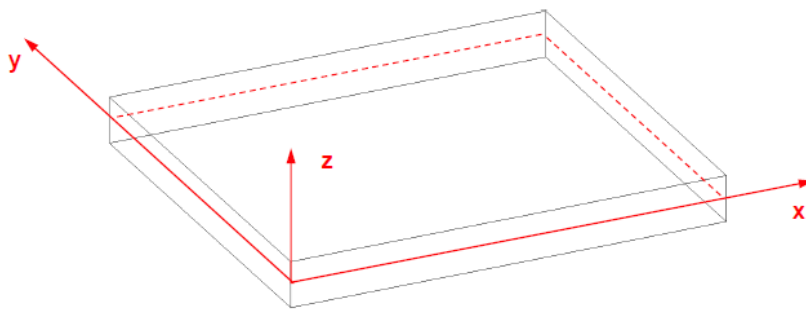


Fig 4.1-1. Definición de laminado ^[11]

Cada lámina se considera como un material cuasi-homogéneo y ortótropo, es decir, que sus propiedades varían en función del eje de estudio. Además, las láminas tienen un comportamiento elástico lineal hasta la rotura y siguen la siguiente relación:

$$\{\sigma\}_{12} = [Q] \cdot \{\varepsilon\}_{12} \quad (\text{Ecuación 4.1})$$

$$\text{Siendo } [Q] = \begin{bmatrix} \frac{E1}{1-\nu_{12} \cdot \nu_{21}} & \frac{E2 \cdot \nu_{21}}{1-\nu_{12} \cdot \nu_{21}} & 0 \\ \frac{E1 \cdot \nu_{12}}{1-\nu_{12} \cdot \nu_{21}} & \frac{E2}{1-\nu_{12} \cdot \nu_{21}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \quad (\text{Ecuación 4.2})$$

En un laminado todas las láminas se encuentran en estado de tensión plana, no habrá tensión en el eje perpendicular a las láminas, eje z, y se toma como que todas están perfectamente unidas a las contiguas.

Para estudiarlo se valida la hipótesis de que los desplazamientos de las láminas son pequeños, una sección normal al plano medio (z=0) del laminado permanecerá plana y normal a la superficie media deformada.

En estos casos la deformación varía linealmente a lo largo del espesor, sin embargo, la tensión es una función discontinua de z .

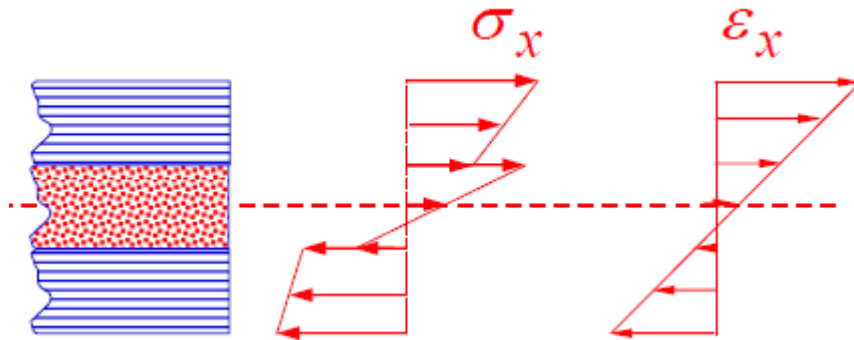


Fig 4.1-2. Distribución de tensiones y deformaciones en un laminado ^[11]

Un laminado tiene varias matrices de rigidez en función del esfuerzo que se esté estudiando:

- Matriz de rigidez plana

Relaciona los esfuerzos de membrana con las deformaciones planas. No varía en función de la secuencia de apilamiento.

$$[A] = \sum_i^N [Q]_i \cdot h_i \quad (\text{Ecuación 4.3})$$

$h_i = \text{espesor de la lámina } i$

- Matriz de rigidez a flexión

Relaciona los momentos con las curvaturas. Sí que depende de la secuencia de apilamiento.

$$[D] = \frac{1}{3} \sum_i^N [Q]_i \cdot (Z_i^3 - Z_{i-1}^3) \quad (\text{Ecuación 4.4})$$

$Z_i = \text{cota superior de la lámina } i$

- Matriz de rigidez de acoplamiento

Relaciona los esfuerzos de membrana con las curvaturas o los momentos con las deformaciones planas. Es dependiente a la secuencia de apilamiento.

$$[B] = \frac{1}{2} \sum_i^N [Q]_i \cdot (Z_i^2 - Z_{i-1}^2) \quad (\text{Ecuación 4.5})$$

Existen varios tipos de laminados. En este caso nos interesan los simétricos y los equilibrados.

- Laminado simétrico

Se da cuando por cada lámina que existe a un lado del plano medio ($z=0$), existe otra a la misma distancia al otro lado y con las mismas características (espesor, orientación y propiedades elásticas)

En este caso la matriz de rigidez de acoplamiento $[B]$ es igual a 0 y los esfuerzos se calculan mediante las siguientes ecuaciones.

$$\{N\} = [A] \cdot \{\varepsilon^0\} \quad (\text{Ecuación 4.6})$$

$$\{M\} = [D] \cdot \{k\} \quad (\text{Ecuación 4.7})$$

- Laminado equilibrado

Cuando el laminado consta de igual número de láminas idénticas orientadas a $\pm\alpha$. Puede ser simétrico, anti-métrico o asimétrico

4.2. Diseño de la estructura de estudio.

4.2.1. Geometría

Como ya se dijo en el *capítulo 3. Especificación*, se va a diseñar un tubo central de satélite con forma cilíndrica. El diámetro exterior será igual a 1194 milímetros mientras que la altura a 2800 milímetros. Además, en la estructura tipo sándwich se va a dimensionar con un núcleo de 25 milímetros de espesor.

Tanto la estructura monolítica como las pieles de la estructura tipo sándwich estarán formadas por varias laminadas apiladas y unidas mediante un adhesivo compatible con su material. Cada lámina tendrá un espesor de 0.25 milímetros y se montarán con sus fibras en distintas direcciones, formando la siguiente configuración simétrica y equilibrada: $[0/\pm45/90/90/\pm45/0/0/\pm45/90/90/\pm45/0]$ para las pieles de estructura tipo sándwich y en el caso de la estructura monolítica la misma secuencia duplicada, pero tal y como se verá más adelante cada lámina tendrá 0.26 milímetros de espesor.

4.2.2. Materiales

En cuanto a los materiales a utilizar a la hora de diseñar la estructura se ha consultado la página web del proveedor Hexcel para estudiar distintas posibilidades. Hexcel es una empresa de materiales compuestos fundada en 1948 y que en la actualidad está consolidada como productor líder en tecnología de compuestos avanzados. Trabaja para múltiples mercados, entre ellos el

aeroespacial comercial, el industrial y el de espacio y defensa. Cuenta con una gran variedad de materiales aeroespaciales, los cuales se utilizarán para diseñar la estructura a estudiar.

El proceso que se va a seguir es el siguiente:

1. Se buscará una fibra de carbono y una resina que satisfagan las necesidades en cuanto a resistencia, rigidez, rango de temperaturas a las que puede operar, etc. Este formato será común tanto para la estructura tipo sándwich como para la monolítica.
2. Se buscará un núcleo de tipo colmena para el diseño de la estructura tipo sándwich.
3. Se buscará un adhesivo compatible con los otros materiales.

4.2.2.1. Fibra de carbono + resina

La fibra de carbono posee propiedades muy interesantes para el mundo aeroespacial, por ello se va a seleccionar como material para los laminados.

Hexcel ha desarrollado la fibra de carbono HexTow. La fibra HexTow es fabricada en una operación continua en la que el poliacrilonitrilo sufre unos procesos de oxidación y carbonización controlados. Se puede exponer a temperaturas extremadamente altas y siempre con una alta resistencia y rigidez.

Entre sus ventajas se encuentran:

- Es más dura que el acero, más ligera que el aluminio y tan rígida como el titanio
- Alta resistencia
- Alta deformación
- Fibras de poliacrilonitrilo
- Tratamientos superficiales sucesivos para mejorar las uniones
- Dimensionamiento para mejorar la manejabilidad.

Dentro de las fibras de carbono encontramos distintos tipos, cada uno de ellos con unas propiedades. Por ello se va a realizar un estudio de los mismos, obteniendo así el mejor para esta aplicación.

Se va a seleccionar un material con fibras continuas largas, consiguiendo así unas buenas propiedades en la dirección de las mismas. Como se van a utilizar distintas capas, en las cuales las fibras van a formar distintos ángulos con respecto al eje de la estructura, se conseguirá tener buenas propiedades en distintas direcciones.

Para comenzar a filtrar los materiales que pueden ser válidos se va a tener en cuenta la frecuencia natural que tiene que soportar la estructura según se indica en la especificación.

Para calcular la rigidez del material que necesitamos se va a utilizar la siguiente relación:

$$2\pi f = \sqrt{\frac{K}{M}} \quad (\text{Ecuación 4.8})$$

Siendo K la rigidez del material y M la masa de la estructura completa que será lanzada. Recordamos que en la especificación se pedía que la estructura soportase un 15% más de frecuencia y que esta se obtuviese teniendo en cuenta una masa un 5% mayor a la real. Despejando K de la ecuación 4.8 obtenemos:

- Rigidez longitudinal:

$$K = M4\pi^2 f^2 = 1.05 \cdot 8000 * 4 * \pi^2 (1.15 \cdot 31)^2 = 421.46 \frac{MN}{m}$$

Se ha supuesto que la masa total de la estructura lanzada estará alrededor de las 8 toneladas.

La rigidez de un material es la capacidad de resistir una carga sin que se produzcan deformaciones (régimen elástico). Esta se puede incrementar o disminuir en función de la sección transversal o la longitud de la estructura o el módulo elástico de los materiales seleccionados. En este proyecto se desea que las deformaciones que se produzcan no sean permanentes ya que eso podría provocar fallos en la estructura, por ello se elegirá un material con el módulo de elasticidad (*tensile modulus*) elevado.

Posteriormente, en el *capítulo 5. Fase de cálculo y optimización*, se comprobará que el material seleccionado cumple con este requerimiento de rigidez.

Hexcel produce los siguientes tipos de fibras continuas de carbono:

Fiber Type	Number of Filaments	Tensile Strength		Tensile Modulus*		Strain**	Weight/Length	Density	Standard Spool Size
		(ksi)	(MPa)	(Msi)	(GPa)				
AS4A	12000	640	4413	33.5	231	1.8	0.858	1.79	8
AS4	3000	670	4619	33.5	231	1.8	0.210	1.79	4
	6000	640	4413	33.5	231	1.7	0.427	1.79	4
	12000	640	4413	33.5	231	1.7	0.858	1.79	8
	12000	640	4413	33.5	231	1.7	0.858	1.79	8
AS4C	3000	675	4654	33.5	231	1.8	0.200	1.78	4
	6000	645	4447	33.5	231	1.7	0.400	1.78	4
	12000	650	4482	33.5	231	1.8	0.800	1.78	8
AS4D	12000	700	4826	35.0	241	1.8	0.765	1.79	8
AS7	12000	710	4895	36.0	248	1.7	0.800	1.79	8
IM2A	12000	770	5309	40.0	276	1.7	0.446	1.78	4
IM2C	12000	830	5723	43.0	296	1.8	0.446	1.78	4
IM6	12000	830	5723	40.5	279	1.9	0.446	1.76	4
IM7	6000	800	5516	40.0	276	1.9	0.223	1.78	4
	12000	820	5654	40.0	276	1.9	0.446	1.78	4
IMA	12000	880	6067	43.1	297	1.8	0.445	1.79	7.5
IM8	12000	880	6067	45.0	310	1.8	0.446	1.78	4
IM9	12000	890	6136	44.0	303	1.9	0.335	1.80	2
IM10	12000	1010	6964	45.0	310	2.0	0.324	1.79	2
HM63	12000	680	4688	64.0	441	1.0	0.418	1.83	3

* Tensile Modulus Calculated as Chord (6000 - 1000) ** Strain at Failure

Fig 4.2.2.1-1. Fibras de carbono producidas por Hexcel ^[12]

Se ha seleccionado una fibra IM7 para comenzar con el diseño debido a su elevado módulo de elasticidad y resistencia.

En la siguiente tabla encontramos las propiedades de la fibra seleccionada.

Propiedades	Unidades del SI
Módulo de Young	276 GPa
Resistencia a la rotura	5.654 GPa
Elongación en la rotura final	1.9%
Densidad	1780 Kg/m ³
Peso/Longitud	0.446 g/m
Rendimiento aproximado	2.24 m/g
Área transversal	0.25 mm ²
Diámetro del filamento	5.2 microns
Contenido de carbono	95%

Tabla 4.2.2.1-1. Propiedades de la fibra de carbono IM7

La matriz que se va a utilizar será la 8552, muy usada para la fabricación de estructuras en el mundo aeroespacial debido a su buena resistencia a impactos y tolerancia al daño. Cura a 180°C.

Entre sus ventajas principales se encuentran:

- Matriz de epoxi endurecida con excelentes propiedades mecánicas
- Rendimiento a elevada temperatura, hasta 120°C
- Buena transición de las propiedades de las fibras
- Disponible para varios refuerzos
- Buena cobertura

Estas son algunas de sus propiedades cuando se combina con la fibra IM7 en condiciones normales (25°C):

Propiedades	Unidades del SI
Densidad de la fibra	1780 Kg/m ³
Densidad de la resina	1300 Kg/m ³
Módulo de Young a 0°	164 GPa
Módulo de Young a 90°	12 GPa

Tabla 4.2.2.1-2. Propiedades resina + fibra

En la siguiente imagen se muestra el ciclo de curación de esta resina tanto para estructuras monolíticas como con núcleo de colmena.

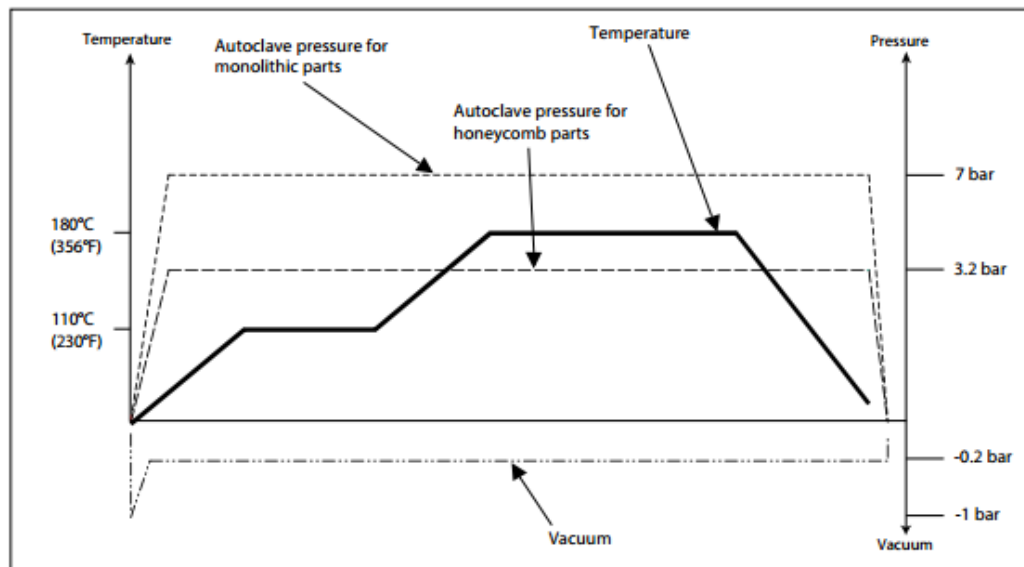


Fig 4.2.2.1-2. Proceso de curación de la resina 8552 [13]

4.2.2.2. Núcleo

Esta parte solo valdrá para la estructura tipo sándwich. Como ya se explicó en la introducción, mediante el núcleo se obtiene un gran aumento de la rigidez y la resistencia de la estructura sin añadir mucho peso.

Lo primero que se va a tener en cuenta a la hora de seleccionar un núcleo es el tipo del material y de celda a utilizar.

Hexcel fabrica distintos tipos de núcleos según el material utilizado: aluminio, aramida, fibra de vidrio y otros.

Para seleccionar el material que satisfaga las necesidades requeridas se va a utilizar la siguiente tabla:

Aluminio	Aramida	Fibra de vidrio
<ul style="list-style-type: none"> - Bajo coste - El mejor para absorber energía - Gran relación resistencia/peso - Paredes de celda finas y fluidas - Buena conductividad calorífica - Buena protección eléctrica - Bueno para mecanizado 	<ul style="list-style-type: none"> - Buena resistencia al fuego - Gran variedad de tamaños de celda, densidades y resistencias - Aislante - Propiedades dieléctricas bajas 	<ul style="list-style-type: none"> - Resistencia multidimensional de las estructuras - Maleable - Aislante - Propiedades dieléctricas bajas

Tabla 4.2.2.2-1. Comparación entre tipos de núcleos

Viendo las ventajas que posee cada material, se ha seleccionado el aluminio para la construcción del núcleo. Entre estas características la más destacable es la gran relación entre la resistencia de la estructura y su peso, propiedad muy valorada en el sector aeroespacial.

Ahora que se sabe el material que se va a usar hay que centrarse en los distintos tipos de núcleos de aluminio que existen. Hexcel trabaja núcleos de aluminio con recubrimientos que aportan una mayor resistencia a la corrosión, elemento muy importante en el espacio debido a la presencia de vacío, bombardeo debido a raios X y luz ultravioleta, partículas de alta energía... Existen dos tipos de recubrimiento: CR III y CR-PAA

- CR III: El recubrimiento consiste en una capa de cromado y un polímero órgano-metálico.
- CR-PAA: La protección se hace con una capa de ácido fosfórico anodizado. En ciertos casos el CR-PAA tiene un rendimiento superior al CR III con respecto a:

- Resistencia de unión a los revestimientos de aluminio en paneles tipo sándwich.
- Resistencia a la propagación de grietas.
- Ambientes cálidos o húmedos.

En la siguiente tabla se puede ver una comparación entre los dos recubrimientos atendiendo a otras propiedades:

Propiedades	5052 5056 CR III	5052 5056 CR-PAA
COSTE	MODERADO/ BAJO	MEDIO
TEMPERATURA MÁXIMA (PERIODOS LARGOS)	177°C	177°C
RESISTENCIA INFAMABLE	EXCELENTE	EXCELENTE
RESISTENCIA A IMPACTO	BUENA	BUENA
RESISTENCIA A LA HUMEDAD	EXCELENTE	EXCELENTE
RESISTENCIA A FATIGA	BUENA	BUENA
TRANSFERENCIA DE CALOR	ALTA	ALTA
RESISTENCIA A LA CORROSIÓN	BUENA	EXCELENTE

Tabla 4.2.2.2-2. Comparación entre aleaciones de aluminio

Por todas las ventajas expuestas anteriormente se ha seleccionado un aluminio con recubrimiento CR-PAA, aunque el precio sea algo superior.

Ahora hay que elegir la aleación de aluminio que es más conveniente: 5052 o 5056. La diferencia principal entre ambas es que el aluminio 5056 ofrece una resistencia un 20% mayor que una celda del mismo tamaño, grosor de pared y densidad de aluminio 5052. Por ello se ha seleccionado el 5056 para este trabajo.

Una vez que se tiene el recubrimiento y la aleación, se va a pensar en el tipo de celda que se va a utilizar. Hay varios tipos:

- Hexagonal
Es la configuración básica y más común. Se puede utilizar tanto en núcleos metálicos como no metálicos.
- Hexagonal sobre-expandido.
Configuración hexagonal que ha sido sobre-expandida en la dirección perpendicular, dando lugar a una configuración rectangular que facilita el curvado en la dirección longitudinal. Aumenta la resistencia a cizalladura en el eje expandido, mientras que disminuye la del eje longitudinal cuando se compara con una configuración hexagonal normal.

- Hexagonal reforzado
Configuración hexagonal que ha sido reforzada con una lámina de material a lo largo de los nodos de la dirección longitudinal para mejorar las propiedades mecánicas.
- Flex
La ventaja principal es que facilita el dar forma en el caso de curvaturas de radio reducido sin que las paredes de la célula pandeen. Proporciona mayores resistencias de cizalladura comparándolo con una configuración hexagonal normal. Se fabrica con aluminio Nomex y sustratos de fibra de carbono.
- Doble-Flex
Es una célula grande de tipo Flex con excelente maleabilidad y unas propiedades específicas de compresión altas.
- Tubular
Configuración que aporta un diseño único en cuanto a absorción de energía cuando se necesitan columnas o cilindros de diámetro reducido. Con este diseño se elimina la pérdida de resistencia a compresión que se produce en los bordes del panel convencional.

Con vistas a facilitar el diseño del modelo por ordenador y de tener las mismas propiedades en todos los ejes se ha seleccionado la configuración hexagonal convencional.

Ahora hay que consultar las tablas de propiedades de los núcleos de aluminio 5056.

	Cell Size	Nominal Density pcf	Compressive Strength						Crush Strength psi	Plate Shear							
			Bare		Stabilized					L Direction				W Direction			
			Strength psi		Strength psi		Modulus ksi			Strength psi		Modulus ksi		Strength psi		Modulus ksi	
			typ	min	typ	min	typ	min		typ	min	typ	min	typ	min		
5056	1/8	4.5	630	475	690	500	185	320	440	350	70.0	255	205	28.0			
	1/8	6.1	1120	760	1200	825	295	535	690	525	102.0	400	305	38.0			
	1/8	8.1	1750	1200	1900	1300	435	810	945	740	143.0	560	440	51.0			
	5/32	3.8	450	360	500	375	140	235	335	272	57.0	195	155	24.0			
	5/32	5.3	820	615	865	650	240	420	550	435	85.0	325	250	33.0			
	5/32	6.9	1220	920	1340	1000	350	650	760	610	118.0	430	360	43.0			
	3/16	3.1	380	250	410	260	97	170	265	200	45.0	150	110	20.0			
	3/16	4.4	620	460	670	490	180	310	425	340	68.0	245	198	27.0			
	3/16	5.7	920	685	1000	735	270	480	565	480	94.0	330	280	36.0			
	1/4	2.3	240	145	265	155	58	100	180	130	32.0	100	62	15.0			
	1/4	3.4	400	300	480	315	115	200	290	230	50.0	175	130	22.0			
	1/4	4.3	580	440	620	465	172	300	400	325	67.0	230	190	27.0			
	1/4	5.2	790	600	820	645	230	410	490	425	84.0	300	245	32.0			
	3/8	1.6	100	75	110	80	30	50	90	78	20.0	60	38	10.5			
	3/8	2.3	215	155	225	155	58	100	170	130	32.0	95	62	15.0			
	3/8	3.0	320	240	340	260	92	160	245	190	43.0	145	100	19.0			

Fig 4.2.2.2-1. Propiedades aleación núcleo ^[14]

Se va a realizar el modelo con el aluminio recuadrado en rojo ya que sus propiedades resultan interesantes para el diseño. Siguiendo la nomenclatura esta configuración se nombra de la siguiente manera: Material- tamaño de celda- aleación-densidad

Por lo tanto, el núcleo seleccionado es el → HexWeb CR-PAA – 3/16 – 5056 – 3.1

A continuación, se muestran sus propiedades en el SI:

Tamaño de celda	Densidad	Resistencia a compresión		Resistencia a la rotura	Cortante en la lámina			
					Dirección L		Dirección W	
		Resistencia	Módulo		Resistencia	Módulo	Resistencia	Módulo
3/16	16.02 Kg/m ³	2.83MPa	668.8MPa	1.17 MPa	1.83 MPa	310.2 MPa	1.03 MPa	137.9 MPa

Tabla 4.2.2.2-3. Propiedades núcleo

Además, este material tiene las siguientes propiedades mecánicas:

Propiedades	Unidades del SI
E1	300 MPa
E2	300 MPa
E3	330 MPa
G12	0.138 MPa
G13	0.138 MPa
G23	160 MPa
Coeficiente de poisson	0.33

Tabla 4.2.2.2-4. Propiedades del núcleo

4.2.2.3. Adhesivo

Hexcel suministra adhesivos de epoxi, fenólicos y de bismaleimida tanto en forma de cintas como de rollos. Una vez que se han curado los adhesivos forman una unión estructural permanente que es capaz de soportar ambientes duros, incluyendo elevadas temperaturas.

Se va a utilizar la herramienta de selección que tiene Hexcel en su página web para elegir un adhesivo que satisfaga las necesidades del proyecto. Como ya se apuntó en la especificación hay que elegir materiales capaces de trabajar entre -30 y 90°C, con esta información, la mejor opción es el Redux 319.

Este adhesivo de alta resistencia curado a 180°C en forma de película es adecuado tanto para uniones de metal-metal como en configuraciones tipo sándwich. Soporta hasta 100°C. Sus características principales son:

- Cura en 60 minutos a 180°C
- Buen rendimiento a temperaturas desde -55°C hasta 150°C
- Buen comportamiento a exposiciones cortas a 175°C
- Buenas propiedades de la corteza
- Buena cobertura a temperatura ambiente
- Menos del 1% de contenido volátil

Ahora que se tienen las propiedades de todos los materiales a utilizar se pueden obtener las matrices de rigidez de ambas estructuras para así proceder a estudiar si los materiales seleccionados cumplen con los requerimientos solicitados en la especificación. Si cumplen de forma analítica se pasará a utilizarlos en la fase de cálculo asistido mediante el programa de elementos finitos Abaqus.

5. Fase de cálculo y optimización

5.1. Cálculo analítico

5.1.1. Proceso para realizar el cálculo analítico en los laminados

Primero se va a hacer un estudio analítico y aproximado de la estructura para así ver si el material escogido puede cumplir con los requerimientos.

En el caso de que los cumpla todos se comprobará dicho cálculo extendiéndolo al resto de la estructura con el programa de elementos finitos Abaqus. Si no cumple alguno de ellos habría que modificar la configuración propuesta.

Se harán varios estudios. Se comprobará analíticamente en la estructura tipo sándwich que el núcleo soporte las cargas a cortadura mientras que las pieles sean capaces de soportar el resto de cargas y el requerimiento de frecuencia longitudinal. Si las pieles de esta estructura son capaces de soportarlas se asegurará que la estructura monolítica también lo hará, ya que se tendrá el doble de láminas en cada dirección y además tendrán mayor espesor. El proceso a seguir será el siguiente:

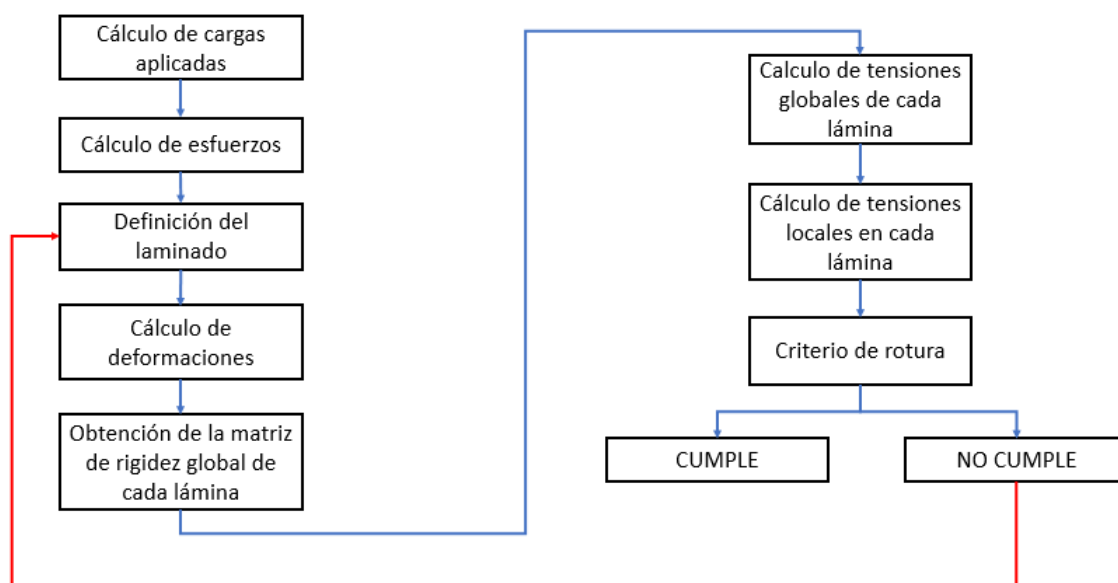


Fig 5.1.1-1. Proceso de cálculo analítico para los laminados

Tal y como se dijo en la fase de diseño, para la estructura tipo sándwich, se utilizará un laminado de 16 capas con la siguiente configuración simétrica y equilibrada: $[0/\pm 45/90/90/\pm 45/0/0/\pm 45/90/90/\pm 45/0]$. Primero se realiza la comprobación del cumplimiento del laminado mediante el cálculo de su carga a rotura.

La carga máxima que soportará cada capa del laminado la da la siguiente expresión:

$$\{\sigma\} = [Q] \cdot \{\varepsilon\} \quad (\text{Ecuación 5.1})$$

En esta la matriz $[Q]$ está relacionada con la dirección que tienen las fibras con respecto a los ejes coordenados. En este caso se tendrá que estudiar las tensiones máximas aplicadas a la estructura a 0, ± 45 y 90 grados.

La porción de laminado que vamos a estudiar para comprobar el cumplimiento del laminado es la siguiente:

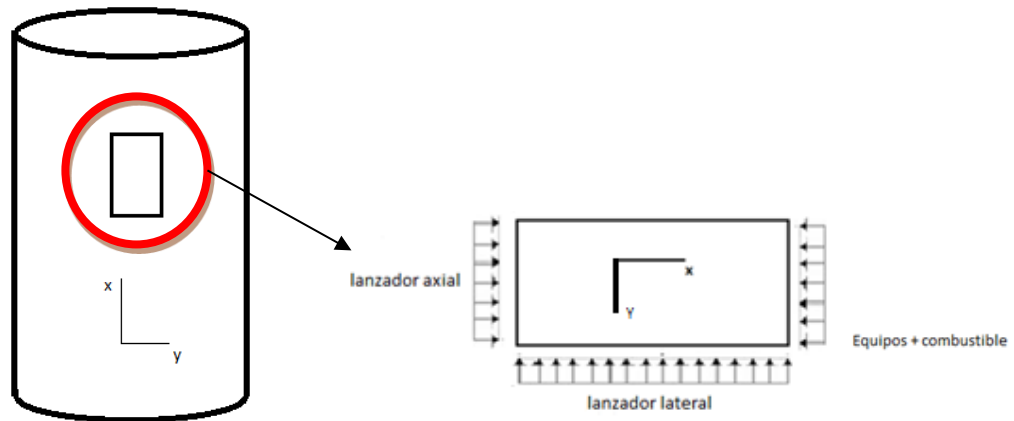


Fig 5.1.1-2. Esquema del elemento estudiado

Se recuerda que las fibras de carbono a 0° estarán situadas en la dirección del eje x y las fibras a 90° en el eje y. Las fibras tendrán que soportar las carga aplicadas en la dirección X mientras que el núcleo será el encargado de aguantar la producida por el lanzador en la dirección Y.

Para llegar a poder realizar la comprobación de las láminas hay que hacer un problema teórico basado en el análisis de tensiones en vigas de pared delgada sometidas a flexión simple. Para ello se va a seguir el siguiente esquema:

1. Cálculo de las cargas aplicadas en la estructura
2. Cálculo de los esfuerzos por unidad de longitud (anchura) a los que está sometida la porción de laminado estudiada:

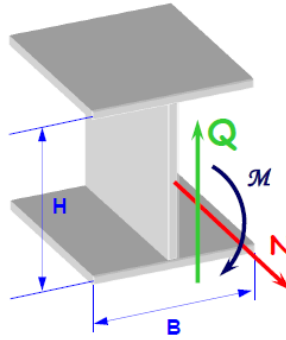


Fig 5.1.1-3. Esquema de estructura a estudio ^[15]

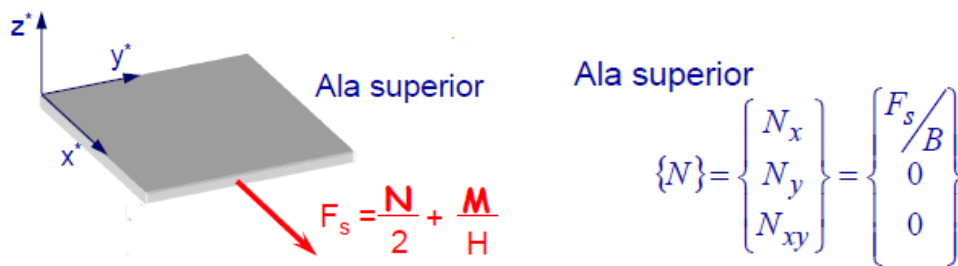


Fig 5.1.1-4. Esquema piel superior a estudio ^[15]

Por lo tanto la ecuación a seguir será:

$$\begin{bmatrix} Nx \\ Ny \\ Nxy \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{F}{2B} + \frac{M}{HB} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (\text{Ecuación 5.2})$$

B es la anchura de la porción de laminado estudiado. En este caso, el ensayo estará basado en la norma *ASTM D6272-17: Standard Test Method for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials by Four-Point Bending*, por lo tanto, se utilizará 75 mm para la dimensión B. La fuerza normal con la que se realizará el estudio será la aplicada por el lanzador de forma axial, los equipos varios soportados por el central body y la presencia del combustible. Por otro lado, la fuerza realizada por el lanzador lateral producirá un momento en el laminado.

3. Cálculo de la deformación del plano medio del laminado mediante la ecuación:

$$\begin{bmatrix} Nx \\ Ny \\ Nxy \end{bmatrix} = [A] \cdot \begin{bmatrix} \epsilon x \\ \epsilon y \\ \epsilon xy \end{bmatrix} \Rightarrow \begin{bmatrix} \epsilon x \\ \epsilon y \\ \epsilon xy \end{bmatrix} = [A]^{-1} \cdot \begin{bmatrix} Nx \\ Ny \\ Nxy \end{bmatrix} \quad (\text{Ecuación 5.3})$$

Donde:

- $[N]$ = matriz de cargas axiales en los distintos ejes calculada en el paso anterior
 - $[A]$ = matriz de rigidez plana de laminado
 - $\{\varepsilon\}$ = deformación en el plano central del laminado
4. Obtención de la matriz de rigidez de cada lámina $[Q]$ en función de la dirección de sus fibras. Con la siguiente ecuación se obtendrá la matriz para el caso de que las fibras estén a 0° , que será la misma en ejes globales y locales ya que la dirección de las fibras en esta lámina coincide con la de los ejes coordenados.

$$[Q] = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & G_{SS} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{E1}{1-\vartheta_{12}\cdot\vartheta_{21}} & \frac{E2\cdot\vartheta_{12}}{1-\vartheta_{12}\cdot\vartheta_{21}} & 0 \\ \frac{E1\cdot\vartheta_{21}}{1-\vartheta_{12}\cdot\vartheta_{21}} & \frac{E2}{1-\vartheta_{12}\cdot\vartheta_{21}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \quad (\text{Ecuación 5.4})$$

Después, para conocer la matriz $[Q]$ en ejes globales para el resto de orientaciones se hará uso de estas expresiones:

- Para la lámina a 90° la matriz $[\bar{Q}]$ en ejes globales se calculará de la siguiente forma:

$$[\bar{Q}]^{90} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{xx} & \bar{Q}_{xy} & \bar{Q}_{xS} \\ \bar{Q}_{xy} & \bar{Q}_{yy} & \bar{Q}_{yS} \\ \bar{Q}_{xS} & \bar{Q}_{yS} & \bar{Q}_{SS} \end{bmatrix}$$

$$\begin{aligned} \text{Siendo: } \bar{Q}_{xx} &= Q_{22} & \bar{Q}_{xS} &= 0 \\ \bar{Q}_{yy} &= Q_{11} & \bar{Q}_{yS} &= 0 \\ \bar{Q}_{xy} &= Q_{12} & \bar{Q}_{SS} &= Q_{SS} \end{aligned}$$

- Mientras que para las láminas a $\pm 45^\circ$ la matriz a utilizar será:

$$[\bar{Q}]^{\pm 45} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{xx} & \bar{Q}_{xy} & \bar{Q}_{xS} \\ \bar{Q}_{xy} & \bar{Q}_{yy} & \bar{Q}_{yS} \\ \bar{Q}_{xS} & \bar{Q}_{yS} & \bar{Q}_{SS} \end{bmatrix}$$

$$\begin{aligned} \text{Siendo: } \bar{Q}_{xx} &= \bar{Q}_{yy} = M + Q_{SS} & \bar{Q}_{xy} &= M - Q_{SS} \\ \bar{Q}_{SS} &= M - Q_{12} & M &= \frac{Q_{11}+Q_{22}}{4} + \frac{1}{2} Q_{12} \\ \bar{Q}_{xS} &= \bar{Q}_{yS} = \pm N & N &= \frac{Q_{11}-Q_{22}}{4} \end{aligned}$$

5. Obtención de los esfuerzos a los que está sometido cada capa del laminado en ejes globales (xy) y locales (12).

$$\{\sigma\}^{xy} = [\bar{Q}] \cdot \{\varepsilon\}^{xy} \quad (\text{Ecuación 5.8})$$

$$\{\sigma\}^{12} = [T] \cdot \{\sigma\}^{xy}$$

$$\text{Siendo } [T] = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 2 \cdot m \cdot n \\ n^2 & m^2 & -2 \cdot m \cdot n \\ -m \cdot n & m \cdot n & (m^2 - n^2) \end{bmatrix} \quad m = \cos \alpha \quad n = \sin \alpha$$

6. Comprobación de si el laminado soporta el esfuerzo al que está sometido mediante la comparación de estos esfuerzos con los máximos que soporta las fibras en cada dirección:

$$-1690 \text{ MPa} \leq \sigma_1 \leq 2724 \text{ MPa}$$

$$-250 \text{ MPa} \leq \sigma_2 \leq 109 \text{ MPa}$$

$$-120 \text{ MPa} \leq \tau_{12} \leq 120 \text{ MPa}$$

5.1.2. Realización del cálculo analítico

Tras esta introducción de los pasos que se van a seguir se procede a resolver el problema:

1. Como se puede observar en el esquema de la porción de laminado que se va a estudiar, este va a estar sometido a distintas cargas, debido a la presencia de distintos equipos, del combustible y del lanzador.

Para calcular las cargas que producen los distintos elementos debido a su masa se tendrá en cuenta la aceleración última:

$$a_{\text{axial}} = -4.62g \quad a_{\text{lateral}} = \pm 1.44g$$

Así se obtendrán los resultados más críticos. Además, se contará con un factor de seguridad igual a 1,25. Finalmente se obtienen los siguientes valores para las cargas:

- Combustible: $4000 \text{ kg} \rightarrow 4000 \cdot (-4.62) \cdot 1.25 = -23100 \text{ N}$
- Equipos varios: $4200 \text{ kg} \rightarrow 4200 \cdot (-4.62) \cdot 1.25 = -24255 \text{ N}$
- Carga axial producida por el lanzador: 90644N
- Carga lateral producida por el lanzador: 28326N

2. Si se dibuja el laminado como una viga bi-apoyada se obtiene lo siguiente:

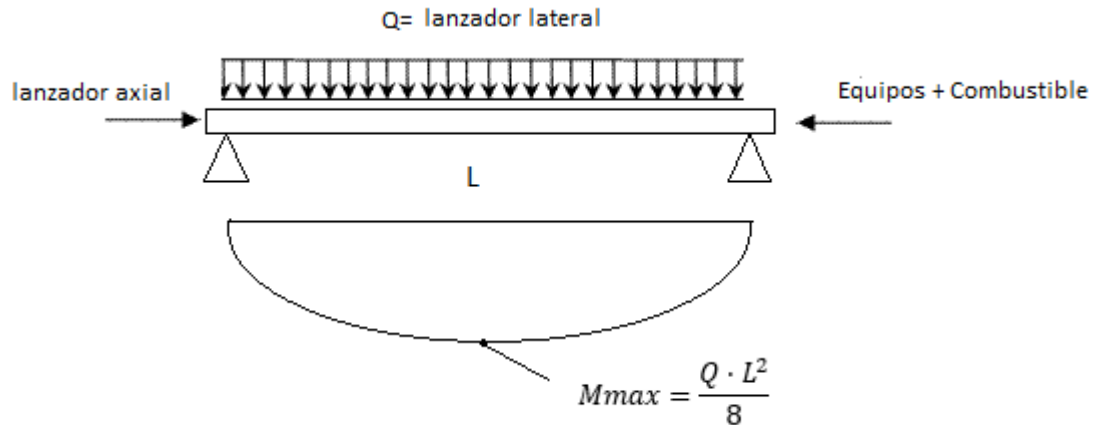


Fig 5.1.2-1. Problema a estudiar

Como se puede ver en la imagen, el momento máximo debido a la fuerza aplicada por el lanzador lateral tiene un valor de $\frac{Q \cdot L^2}{8}$. La porción de laminado estudiada tendrá una longitud de 600 mm, para así cumplir con los requerimientos de configuración estándar según la *ASTM D6272-17: Standard Test Method for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials by Four-Point Bending*. Por lo tanto, con todos los datos calculados hasta ahora obtenemos el vector de esfuerzos con la ecuación 5.2:

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{F}{2B} + \frac{M}{HB} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{43289}{2 \cdot 0.075} + \frac{1274.67}{(0.004+0.025) \cdot 0.075} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 874648.5 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \text{ N/m}$$

- Ahora se calcula la deformación del plano medio. Para ello necesitamos la matriz de rigidez plana [A] del laminado utilizado, obtenido mediante la ecuación 4.3, que se adjuntó en la introducción de la teoría de laminados, capítulo 4.

$$[A] = \begin{bmatrix} 279.27e6 & 88.61e6 & 0 \\ 88.61e6 & 279.27e6 & 0 \\ 0 & 0 & 95.33e6 \end{bmatrix} \text{ N/m}$$

Con esta matriz y la obtenida en el anterior paso se puede obtener la deformación buscada mediante la ecuación 5.3:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{Bmatrix} = [A]^{-1} \cdot \begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0.00348 \\ -0.0011 \\ 0 \end{Bmatrix}$$

- Cálculo de las matrices de rigidez en de cada lámina con las ecuaciones 5.4-5.6:

$$[Q]^0 = \begin{bmatrix} 165.125 & 3.832 & 0 \\ 3.832 & 12.089 & 0 \\ 0 & 0 & 8.91 \end{bmatrix} \text{ GPa}$$

$$[\bar{Q}]^{90} = \begin{bmatrix} 12.089 & 3.832 & 0 \\ 3.832 & 165.215 & 0 \\ 0 & 0 & 8.91 \end{bmatrix} \text{ GPa}$$

$$[\bar{Q}]^{45} = \begin{bmatrix} 55.152 & 37.332 & 38.281 \\ 37.332 & 55.152 & 38.281 \\ 38.281 & 38.281 & 42.410 \end{bmatrix} \text{ GPa}$$

$$[\bar{Q}]^{-45} = \begin{bmatrix} 55.152 & 37.332 & -38.281 \\ 37.332 & 55.152 & -38.281 \\ -38.281 & -38.281 & 42.410 \end{bmatrix} \text{ GPa}$$

5. Cálculo de las cargas que ve cada lamina en ejes globales y ejes locales con las ecuaciones 5.7 y 5.8:

- Láminas a 0°

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = [Q]^0 \cdot \{\varepsilon\} = \begin{Bmatrix} 570 \\ 0.04 \\ 0 \end{Bmatrix} \text{ MPa}$$

En este caso los ejes globales coinciden con los ejes locales de las láminas a 0°.

- Láminas a 90°

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = [\bar{Q}]^{90} \cdot \{\varepsilon\} \cdot 10^3 = \begin{Bmatrix} 37.85 \\ -168.4 \\ 0 \end{Bmatrix} \text{ MPa}$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \{\sigma\}^{xy} = \begin{Bmatrix} -168.4 \\ 37.85 \\ 0 \end{Bmatrix} \text{ MPa}$$

- Láminas a 45°

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = [\bar{Q}]^{45} \cdot \{\varepsilon\} \cdot 10^3 = \begin{Bmatrix} 150.86 \\ 69.25 \\ 91.11 \end{Bmatrix} \text{ MPa}$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.5 & 0.5 & 1 \\ 0.5 & 0.5 & -1 \\ -0.5 & 0.5 & 0 \end{bmatrix} \cdot \{\sigma\}^{xy} = \begin{Bmatrix} 201.17 \\ 18.95 \\ -40.8 \end{Bmatrix} \text{ MPa}$$

- Láminas a -45°

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_{globales} = [\bar{Q}]^{-45} \cdot \{\varepsilon\} \cdot 10^3 = \begin{Bmatrix} 150.86 \\ 69.25 \\ -91.11 \end{Bmatrix} \text{ MPa}$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.5 & 0.5 & -1 \\ 0.5 & 0.5 & 1 \\ 0.5 & -0.5 & 0 \end{bmatrix} \cdot \{\sigma\}^{xy} = \begin{Bmatrix} 201.17 \\ 18.95 \\ 40.8 \end{Bmatrix} \text{ MPa}$$

6. Ahora hay que comprobar que las pieles no se rompan cuando se les aplica estas cargas. Para ello se van a comparar las tensiones locales obtenidas en cada lámina con las cargas de rotura del material que se seleccionó para hacer el laminado.

Consultando la hoja técnica del material encontramos que en ejes locales:

$$-1690 \text{ MPa} \leq \sigma_1 \leq 2724 \text{ MPa}$$

$$-250 \text{ MPa} \leq \sigma_2 \leq 109 \text{ MPa}$$

$$-120 \text{ MPa} \leq \tau_{12} \leq 120 \text{ MPa}$$

Como puede verse, todas las pieles se encuentran dentro del intervalo por lo que el laminado es óptimo para su utilización. Además, hay que comprobar que se cumple con los márgenes de seguridad solicitados en el *capítulo 3. Especificación* con la ecuación 3.1. En la siguiente tabla puede como estos márgenes de seguridad son superiores al 1.8 solicitado.

	σ_1	MS	σ_2	MS	τ_{12}	MS
0°	570	3,778947368	0,04	2724	0	-
90°	-168,4	9,035629454	37,85	1,879788639	0	-
45°	201,17	12,5407864	18,95	4,751978892	-40,8	1,941176471
-45°	201,17	12,5407864	18,95	4,751978892	40,8	1,941176471

Tabla 5.1.2-1. Márgenes de seguridad en cada dirección

Después se va a estudiar el cumplimiento del núcleo de la estructura sándwich. Tal y como se dijo en la introducción el núcleo tiene como función aportar rigidez a la estructura y soportar las cargas a cortadura, por lo que tendrá que resistir a la carga debida al lanzador en la dirección lateral que es de 28326N. Como se puede ver en el apartado anterior en el que se mostraron las propiedades del núcleo seleccionado este tiene una resistencia a rotura de 1.17 MPa. Veamos cuanto tiene que soportar el núcleo.

Para poder ver si el núcleo es lo bastante resistente se va a hacer el cálculo modelando la carga producida por el lanzador en la dirección lateral como la presión que ejercería dicha carga sobre una superficie muy pequeña: una sección de cilindro revolucionada 2º y que ocupe toda la longitud del *central body*. Dado que el ángulo utilizado es muy reducido, esta sección se puede asemejar a un rectángulo de 20.84 mm de ancho. Para obtener el esfuerzo aplicado primero es necesario calcular el área de la sección de aplicación:

$$\text{Área}_{\text{PlacaLateral}} = 2800 \cdot 20.84 = 58352 \text{ mm}^2*$$

$$\sigma_{cortadura} = \frac{28326}{58352} = 0.48 \text{ MPa}$$

Por lo tanto, ahora se puede asegurar que el núcleo soportaría la carga de cortadura ya que $0.48 \text{ MPa} < 1.17 \text{ MPa}$

La última comprobación que se va a hacer es si la estructura total cumple con el requisito de la rigidez que tiene que tener el material según la especificación aportada. Se recuerda que esta tenía que ser como mínimo:

- Rigidez axial:

$$K = M4\pi^2 f^2 = 1.05 \cdot 8000 \cdot 4 \cdot \pi^2 (1.15 \cdot 31)^2 = 421.46 \frac{MN}{m}$$

Para calcular la rigidez del material seleccionado se va a volver a utilizar la matriz [A] del laminado utilizado en la estructura sándwich. Si esta cumple con el requisito de rigidez se dará por hecho que la estructura monolítica también lo hará ya que esta última tiene un laminado de mayor espesor. Se van a utilizar las siguientes expresiones:

$$E_{11} = \frac{1}{a_{11}^*} = 6.27e10 \frac{N}{m^2} \quad (\text{Ecuación 5.9})$$

Siendo a_{11}^* la inversa del término 11 de la matriz [A] normalizada con el espesor de la piel (4 milímetros).

Después se calculará la rigidez axial del laminado y se comparará con el resultado obtenido de la especificación.

$$K_{\text{axial}} = \frac{E_{11} \cdot A}{L} \quad (\text{Ecuación 5.11})$$

Se utilizará el área de aplicación de la carga axial, compuesta por el área de ambas pieles, ya que el núcleo no absorbe las cargas longitudinales.

$$\begin{aligned} \text{Área}_{\text{total}} &= \text{Área}_{\text{piel 1}} + \text{Área}_{\text{piel 2}} = \\ &\pi \cdot (0.597^2 - (0.597 - 16 \cdot 0.00025)^2) + \pi \cdot ((0.597 - 16 \cdot 0.00025 - 0.025)^2 - (0.597 - 0.025 - 32 \cdot 0.00025)^2) = 0.029 \text{ mm}^2 \end{aligned}$$

Por tanto:

$$K_{\text{axial}} = \frac{E \cdot A}{L} = \frac{6.27e10 \cdot 0.029}{2.8} = 649392.86 \frac{N}{m} = 649.39 \frac{MN}{m}$$

La rigidez axial calculada analíticamente es igual a $649.39 \frac{MN}{m}$ mayor a la que se solicita en la especificación, igual a $421.46 \frac{MN}{m}$, por lo que la estructura cumple con este requerimiento.

Ahora que se ha comprobado analíticamente que las estructuras van a cumplir con los requerimientos solicitados en la especificación se procede a calcular toda la estructura mediante el programa de elementos finitos Abaqus.

5.2. Cálculo asistido

La fase de cálculo asistido comienza creando el modelo al que se le van a aplicar las cargas en el programa informático Abaqus.

Abaqus es un software de cálculo asistido por ordenador destinado a resolver problemas de ingeniería. Está basado en el método de los elementos finitos (FEM).

Para realizar el cálculo de una estructura con este programa se seguirán los siguientes pasos:



Fig 5.2-1. Proceso en Abaqus

A la hora de hacer el modelado hay que tener especial cuidado en que las unidades que se están utilizando sean consistentes entre sí, ya que el programa no especifica cuáles se han de usar. En este caso las longitudes se van a meter en milímetros, para que así el modelado sea más exacto, y las fuerzas en newton. Por lo tanto, a la hora de meter las propiedades del material y las cargas habrá que tener esto en cuenta y ser consistente en todo momento.

Para poder llegar al momento de la simulación primero habrá que crear un archivo de entrada en el que se especificará la forma de la estructura, materiales utilizados, cargas aplicada, etc. En la siguiente figura se muestra el proceso de creación del archivo de entrada.

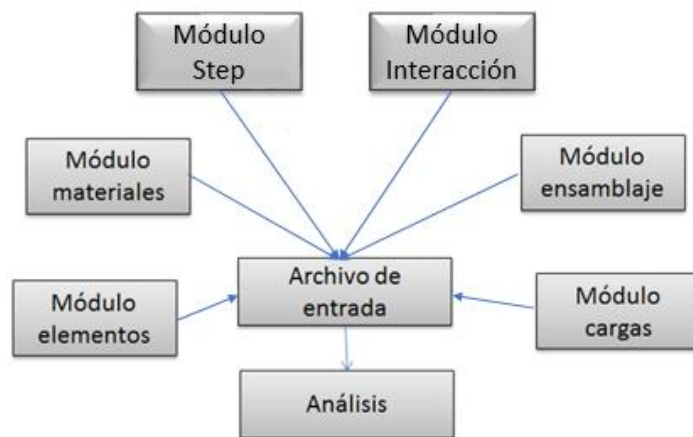


Fig 5.2-2. Creación archivo de entrada

Para la realización de este proyecto se va a analizar primero la estructura tipo sándwich, después para poder hacer la comparación con la estructura monolítica se creará esta última suprimiendo la parte del núcleo de la estructura sándwich y duplicando el número de capas que componen las pieles.

5.2.1. Estructura tipo sándwich

○ Módulo Part

En este apartado se crea cada parte de la estructura por separado. En este caso, como elementos principales, contaremos con dos cilindros que serán las pieles y con un núcleo con celdas hexagonales. Además, se tendrá que recurrir a otras dos partes en forma planchas que nos servirán para aplicar las cargas debidas a la presencia del depósito y el lanzador.

Debido a que la modelización del núcleo como un conjunto de celdas hexagonales complicaría mucho el proceso del cálculo se va a hacer una aproximación de la estructura sándwich en la que se va a modular el núcleo como un cilindro macizo, al cual se le van a aplicar las propiedades que se mostraron en apartados anteriores para el material del núcleo.

Se comenzará modelando el núcleo metálico por extrusión. Como ya se dijo anteriormente tiene un espesor de 25 milímetros. En este caso en el módulo Part seleccionaremos las opciones de 3D, Deformable, Solid y Extrusión. Se creará un sketch con dos circunferencias: una de 594.5 milímetros de radio mientras que la otra será de 569.5 milímetros de radio. Después se extruirán estas circunferencias 2800 milímetros (longitud total del central body) formando así el núcleo.

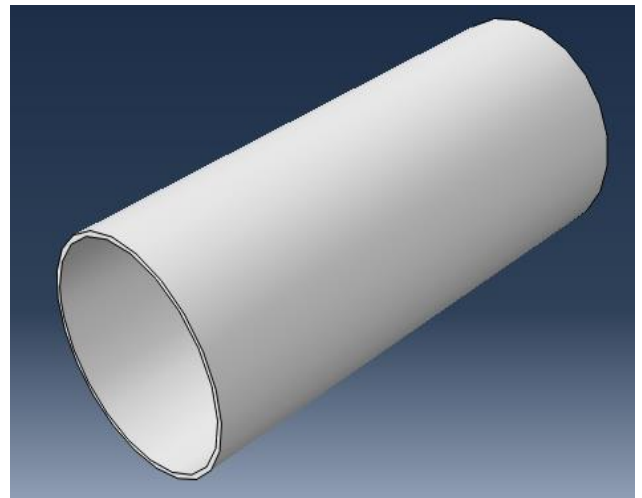
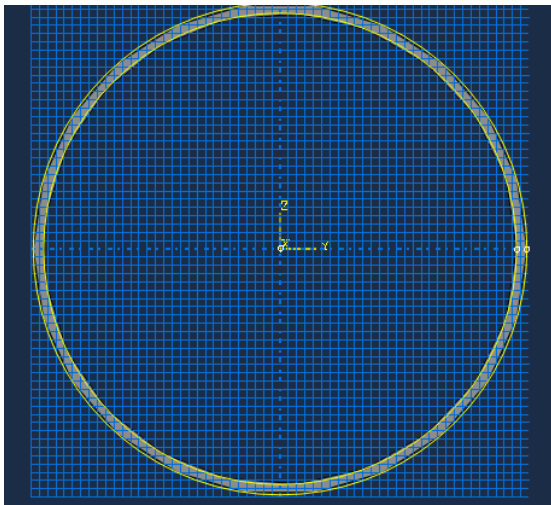


Fig 5.2.1-1. Núcleo metálico (Sketch y Part)

En segundo lugar, se crearán las pieles que rodearán el núcleo. Estas se modelarán como dos cilindros de pequeño espesor. Seguirán utilizándose las opciones de 3D, deformable y extrusión, pero ahora en vez de ser de tipo Solid, serán de tipo Shell ya que estarán hechos con material compuesto laminado. Uno de ellos tendrá 1194 milímetros de diámetro y el otro 1134 milímetros de diámetro. Finalmente, también se extruirán 2800mm.

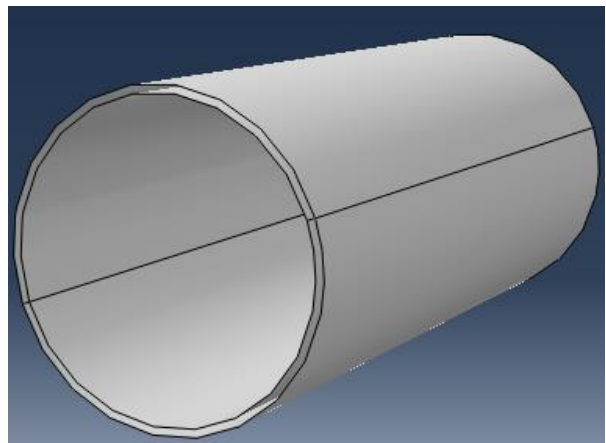
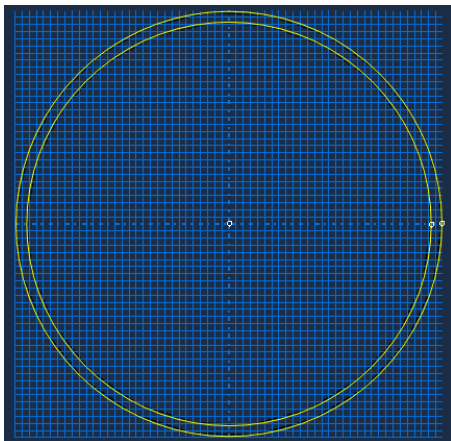


Fig 5.2.1-2. Pieles (Sketch y part)

Como se ha dicho al principio de este apartado, será necesario la creación de dos partes más para facilitar la aplicación de la carga producida por el lanzador de forma lateral y axial y por el peso del combustible.

En el caso del lanzador lateral se creará una fina placa a lo largo de la estructura en la que se aplicará la presión que haría este. Se hará seleccionando las siguientes opciones: 3D, Shell, deformable y revolución. Se situará con una cara en contacto con la piel exterior y ocupará toda la longitud del *central body*, 2800 milímetros.

Con idea de que la modelización de la carga fuese lo más parecido posible a aplicar una carga lineal, se ha revolucionado esta pieza 2º respecto al eje central de las pieles, pudiéndose aproximar a un rectángulo a la hora de calcular su área.

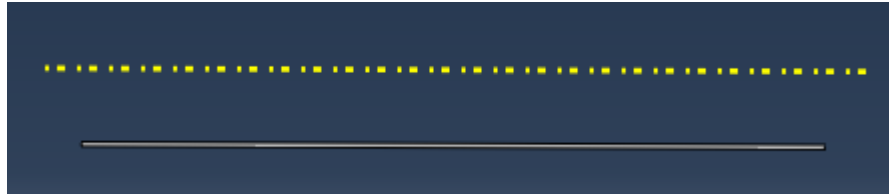


Fig 5.2.1-3. Placa lateral para el lanzador

Por otro lado, para poder aplicar la carga debida al combustible se creará otra placa que se situará en contacto con la piel interior. Esta placa sería donde se anclaría el depósito del satélite y sobre la que se aplicarán las cargas producidas por su peso. Se modelizará con una placa rectangular de tipo 3D, Shell, deformable y revolución. Tendrá 500 mm de altura y se revolucionará 20º con respecto al eje central de las pieles.

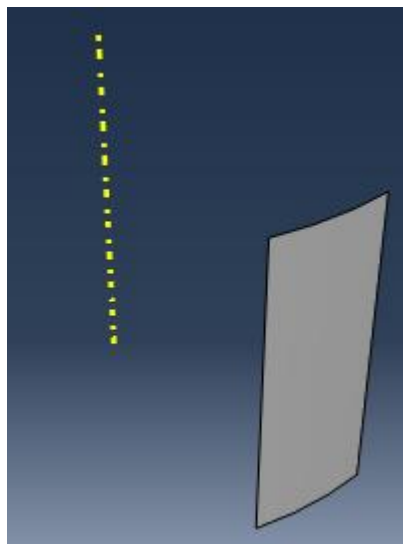


Fig 5.2.1-4. Placa sujeción del depósito

- Módulo Property

Una vez que se tengan creadas todas las partes que constituirán el modelo hay que definir las propiedades de los materiales que se van a utilizar, crear secciones de estos materiales y asignarlas a su correspondiente parte de la

estructura. Además, debido a que los materiales que se van a utilizar no tienen las mismas propiedades en todas las direcciones habrá que especificar que dirección tiene cada propiedad.

En el caso de la estructura tipo sandwich habrá que crear dos materiales y secciones diferentes. La correspondiente a todas las partes hechas como las pieles (shells) y la correspondiente al núcleo metálico.

Laminado

Será la sección utilizada para todas las parts con las mismas propiedades que las pieles.

Como se señaló en la especificación se utilizarán 16 láminas de matriz 8552 con un 33% de fibras de carbono IM7. Cada lámina tendrá un espesor de 0.25 milímetros haciendo un laminado de 4 milímetros en total.

Para comenzar hay que definir las propiedades del material que compondrá cada una de las láminas. Con los datos aportados en los capítulos anteriores, tanto de la matriz como de la fibra, se puede calcular la densidad de una lámina:

$$\rho_{lámina} = \%matriz \cdot \rho_{matriz} + \%fibras \cdot \rho_{fibras} \quad (\text{Ecuación 5.12})$$

$$\begin{aligned} \rho_{lámina} &= 0.67 \rho_{matriz} + 0.33 \rho_{fibras} = \\ &0.67 \cdot 1300 + 0.33 \cdot 1780 = 1458.4 \frac{Kg}{m^3} \end{aligned}$$

Después hay que introducir las propiedades mecánicas del material. Recordamos que la unión matriz-fibra tenía un módulo de Young de 164 GPa a 0° (dirección 1) y de 12 GPa a 90° (dirección 2). Además el coeficiente de poisson que se ha estimado es igual a 0.317. Este material se meterá en Abaqus como elastico, de tipo lámina para que luego a la hora de especificar la sección se pueda poner cada capa de lámina en la dirección correspondiente.

Como se dijo en la introducción de este capítulo Abaqus no trabaja con unas unidades específicas, es el usuario el que tiene que definir cuáles va a usar y ser consistente en todo momento con su elección. En este caso se seleccionaron los mm como unidad de longitud y los N como unidad de fuerza. Por lo tanto, para ser consistentes, ahora hay que hacer un cambio de unidades en las propiedades de los materiales. En la tabla mostrada a continuación se muestran las propiedades y las unidades que se han utilizado:

	Original	Abaqus
Densidad	$1458.4 \frac{Kg}{m^3}$	$1.458e-6 \frac{Kg}{mm^3}$
Módulo de young en 1	164 GPa	$164e3 \frac{N}{mm^2}$
Módulo de young en 2	12 GPa	$12e3 \frac{N}{mm^2}$
ν_{12}	0.317	0.317
G12	8.91 GPa	$8.91e3 \frac{N}{mm^2}$
G13	4 GPa	$4e3 \frac{N}{mm^2}$
G13	4 GPa	$4e3 \frac{N}{mm^2}$

Tabla 5.2.1-1. Propiedades del material laminado

Ahora hay que definir el formato del laminado. Para ello se ha creado una sección de tipo Shell-Composite en la que se va a definir la material, espesor y orientación de cada lámina. Como se muestra en la siguiente imagen se han definido 8 láminas de 0.25 mm cada una y se ha marcado la opción de láminas simétricas, así obtendremos un laminado simétrico y balanceado.

Name: laminado
Type: Shell / Continuum Shell, Composite
Section integration: ☒ During analysis ☐ Before analysis
Layup name: Laminado
Basic **Advanced**
Thickness integration rule: ☒ Simpson ☐ Gauss
☒ Symmetric layers

Material	Thickness	Orientation Angle	Integration Points	Ply Name
Lámina IM7	0.25	0	3	
Lámina IM7	0.25	-45	3	
Lámina IM7	0.25	45	3	
Lámina IM7	0.25	90	3	
Lámina IM7	0.25	90	3	
Lámina IM7	0.25	45	3	
Lámina IM7	0.25	-45	3	
Lámina IM7	0.25	0	3	

Fig 5.2.1-5. Creación del laminado

Una vez creada esta sección se asociará tanto a las pieles como a las placas creadas para poder aplicar las cargas del lanzador lateral y del deposito de combustible.

Núcleo

Al igual que con el laminado primero creamos el material metálico introduciendo en el software las propiedades que se presentaron anteriormente para el aluminio seleccionado. El aluminio se ha especificado como elástico de tipo “Engineering Constants”.

Como se dijo en la introducción de este capítulo Abaqus no trabaja con unas unidades específicas, es el usuario el que tiene que definir cuáles va a usar y ser consistente en todo momento con su elección. En este caso se seleccionaron los mm como unidad de longitud y los N como unidad de fuerza. Por lo tanto, para ser consistentes, ahora hay que hacer un cambio de unidades en las propiedades de los materiales. En la tabla mostrada a continuación se muestran las propiedades y las unidades que se han utilizado:

	Original	Abaqus
Densidad	$16.02 \frac{Kg}{m^3}$	$1.602e-8 \frac{Kg}{mm^3}$
Módulo de young en 1	300MPa	$300 \frac{N}{mm^2}$
Módulo de young en 2	300MPa	$300 \frac{N}{mm^2}$
Módulo de young en 3	330MPa	$330 \frac{N}{mm^2}$
ν_{12}	0.33	0.33
ν_{13}	0.33	0.33
ν_{23}	0.33	0.33
G12	0.138 MPa	$0.138 \frac{N}{mm^2}$
G13	0.138 MPa	$0.138 \frac{N}{mm^2}$
G23	0.16 GPa	$0.16e3 \frac{N}{mm^2}$

Tabla 5.2.1-2. Propiedades núcleo

La sección del núcleo será de tipo Solid-Homogeneous.

Por último, una vez introducidas las propiedades del aluminio y crear las distintas secciones se asignan estas a su Part correspondiente, en este caso únicamente al núcleo de la estructura tipo sándwich.

Ahora, debido a que estamos trabajando con materiales con propiedades distintas según el eje de estudio tenemos que definir las direcciones principales de cada parte mediante el botón Assign Material Orientation:

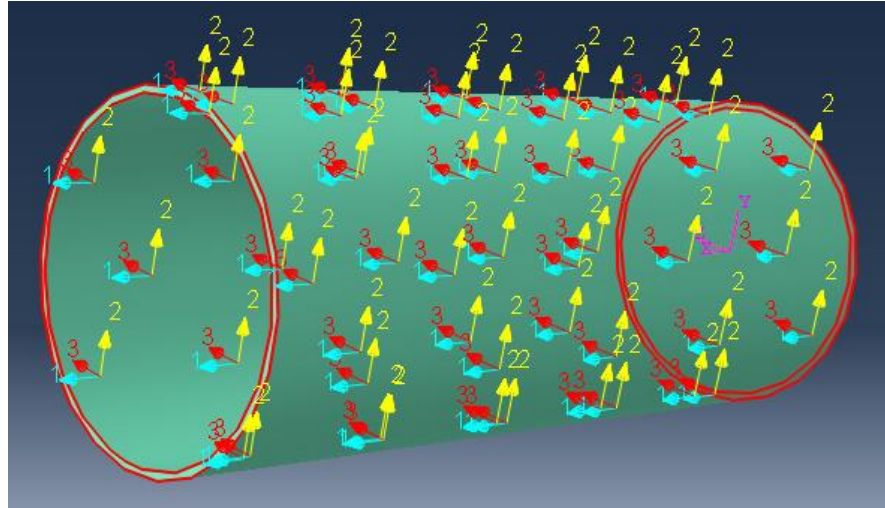


Fig 5.2.1-6. Orientación material del núcleo

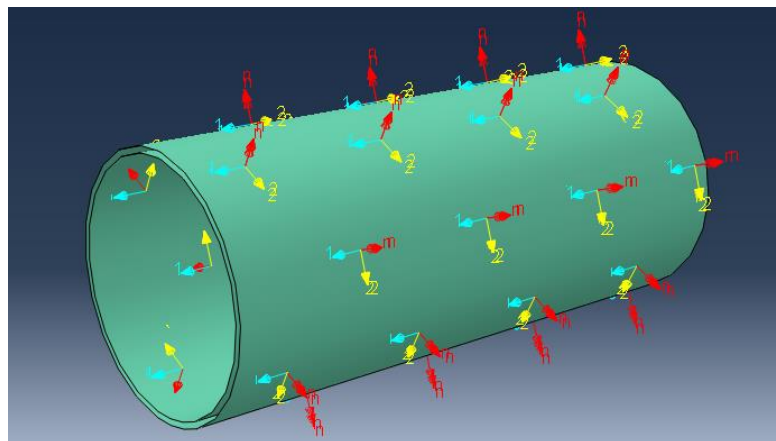


Fig 5.2.1-7. Orientación material de las pieles

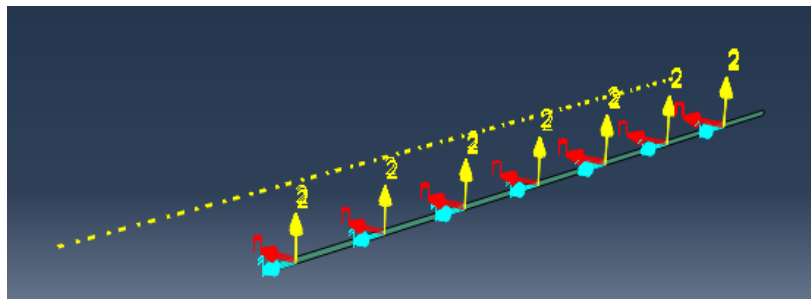


Fig 5.2.1-8. Orientación material de la placa lateral para el lanzador

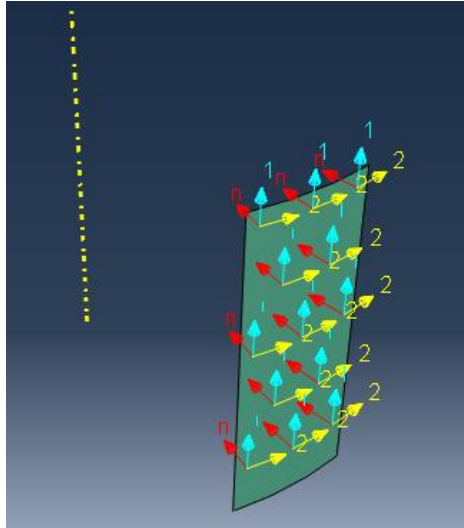
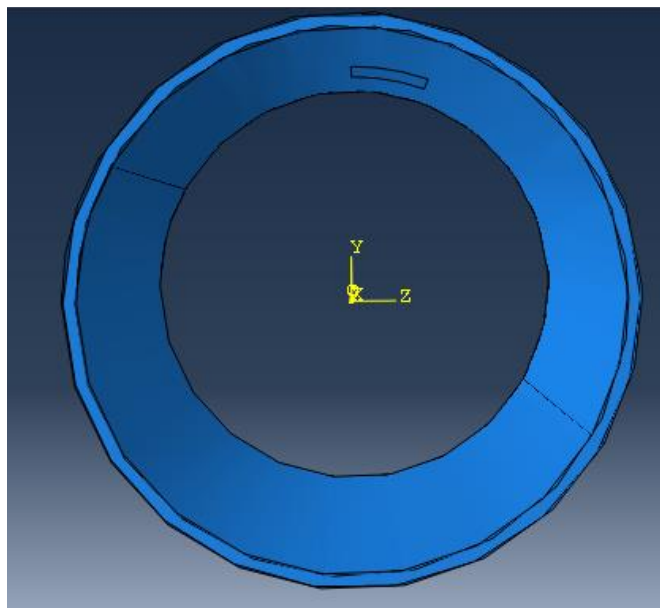


Fig 5.2.1-9. Orientación material de la placa soporte del deposito

- Módulo Assembly

Ahora que se tienen todas las partes creadas y se les ha asignado las propiedades a cada una de ellas se pasa al módulo Assembly en el que hay que unir las partes creadas y definidas de forma individual para así obtener lo que sería el cuerpo central total.

Para ello se colocará el núcleo centrado entre ambas pieles y se situará la placa del depósito unida a la piel interior y la placa en la que se aplicarán las cargas laterales del lanzador unida a la piel exterior. En la siguiente imagen se muestra la definición de los ejes coordenados para la estructura:



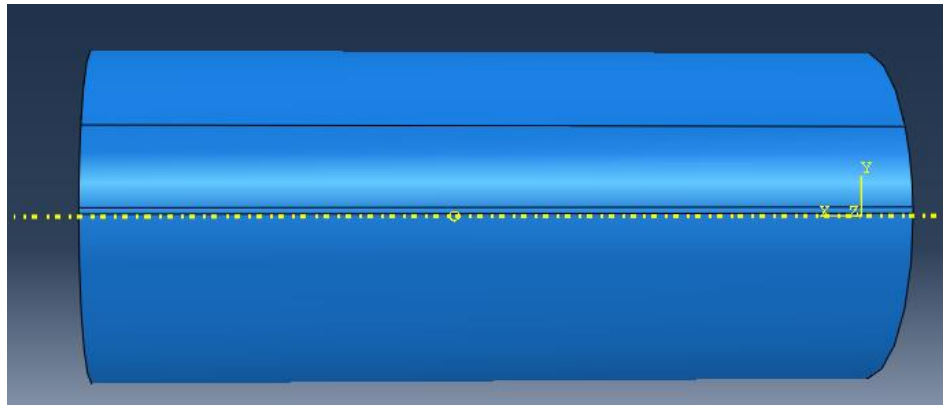


Fig 5.2.1-10. Definición de ejes coordenados para la estructura total

- Módulo Step

En este paso se configura el análisis que se va a realizar. Permite crear una secuencia de uno o más pasos en el análisis de la estructura. De esta forma se pueden capturar cambios en las condiciones de carga y de contorno del modelo, cambios en la forma, eliminación o adición de partes o cualquier otra variación que pueda ocurrir en el modelo.

En este caso se va a crear único Step. Las cargas van a ser estáticas ya que el estudio se realizará en el instante más crítico para la estructura.

- Módulo Interaction

Una vez que se tiene toda la estructura creada y definida llega la hora de poner las condiciones de contorno.

Debido a que la estructura está formada por un conjunto de partes creadas de forma independiente hay que especificar como se comportarán entre ellas. En las estructuras tipo sándwich hay que hacer que las pieles y el núcleo se muevan de forma solidaria. Además, en este caso también habrá que especificar que las dos partes creadas para poder modelar la carga del depósito y del lanzador se comporten de forma solidaria con las respectivas pieles a las que están unidas.

Para ello en este módulo se va a crear una interacción de tipo "tie". Hay que especificar en cada una de las uniones que parte será la master y cual la esclava. A la hora de hacer esta definición hay que tener cuidado ya que una superficie solo puede ser esclava de una única superficie. Como método de discretización se utilizará la unión "Surface to Surface"

Se van a crear tres interacciones diferentes:

- Unión pieles-núcleo: en este caso el núcleo será la superficie master y las pieles las esclavas.

- Unión deposito-piel interior: la piel será la superficie master y el deposito la esclava.
- Unión placa lateral-piel exterior: al igual que en el caso anterior la piel será la superficie master y la placa la esclava.

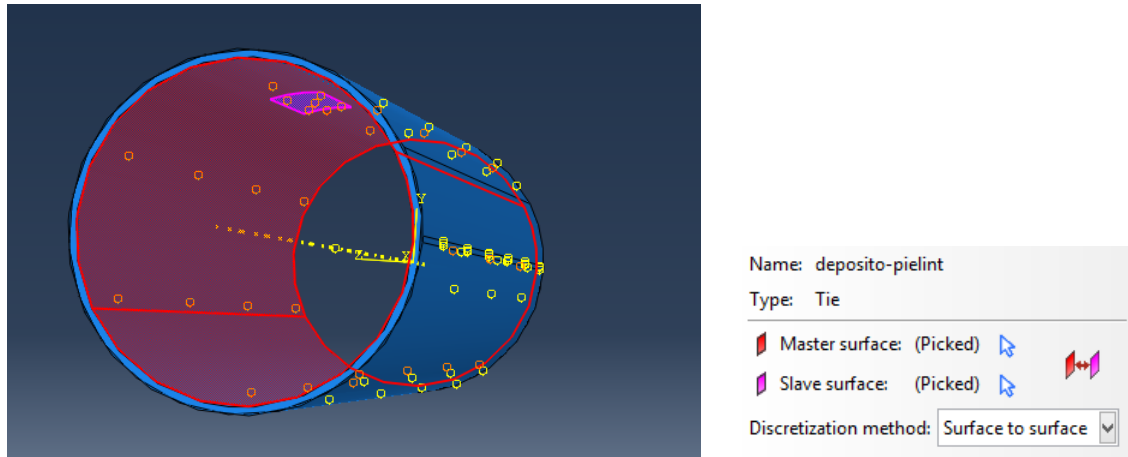


Fig 5.2.1-11. Ejemplo de interacción “tie”

○ Módulo Load

En este punto se empieza a aplicar tanto las cargas aplicadas en la estructura como las condiciones de contorno.

Se empezará definiendo las condiciones de contorno. Como ya se ha comentado en el módulo de Interaction se ha definido la unión entre las distintas partes. A esta condición hay que añadirle la que crea el lanzador, situado en la parte inferior del cuerpo central. Se va a definir que la estructura se encuentra empotrada en su extremo inferior por la presencia del lanzador mientras que la parte superior está libre.

Ahora se pasa a la introducción de las cargas. Para ello primero hay que calcularlas según lo que se dice en la especificación utilizada.

Para calcular las cargas que producen los distintos elementos debido a su masa se tendrá en cuenta la aceleración última de cada caso:

$$a_{axial} = -4.62g \quad a_{lateral} = \pm 1.44g$$

Así se obtendrán los resultados más críticos. Además, se contará con un factor de seguridad igual a 1,25 para tener unos resultados más conservadores.

Tal y como se vio en la especificación hay que contar con las siguientes masas y cargas:

- Combustible: 4000 kg $\rightarrow 4000 \cdot (-4.62) \cdot 1.25 = 23100$ N
- Equipos varios: 4200 kg $\rightarrow 4200 \cdot (-4.62) \cdot 1.25 = 24255$ N
- Carga axial producida por el lanzador*: 90644N
- Carga lateral producida por el lanzador*: 28326N

*Las cargas producidas por el lanzador ya tienen en cuenta el factor de seguridad de 1.25.

La aplicación de las cargas se ha hecho mediante la definición de distintas presiones sobre la estructura:

1. La carga producida por el combustible se ha aplicado a 4 puntos de la plancha en la que iría enganchada el depósito.
2. La carga producida por los equipos que soporta el *central body* se ha modelado como una presión en la base superior del núcleo.
3. La carga axial producida por el lanzador se ha modelado como una presión sobre la base inferior del núcleo.
4. La carga lateral producida por el lanzador se ha modelado como una presión sobre la estrecha plancha que se definió en el módulo Part.

Una vez más hay que hacer cambio de unidades para así ser consistentes con las unidades escogidas al principio. Además, habrá que calcular las distintas áreas en las que se aplicarán las distintas presiones:

$$\text{Área}_{baseNúcleo} = \pi \cdot (597^2 - 567^2) = 109704.42 \text{ mm}^2$$

$$\text{Área}_{placaLateral} = 2800 \cdot 20.84 = 58352 \text{ mm}^2*$$

*Se recuerda que la placa lateral se había revolucionado 2º, pudiéndose aproximar así su área a la de un rectángulo.

	Original	Abaqus
Combustible	23100 N	5775 N/punto
Equipos varios	24255 N	0.22 MPa
Carga axial producida por el lanzador	90644N	0.83 MPa
Carga lateral producida por el lanzador	28326N	0.49 MPa

Tabla 5.2.1-3. Cargas aplicadas a la estructura

Una vez introducidas todas las cargas en las unidades correspondientes la estructura queda de la siguiente forma:

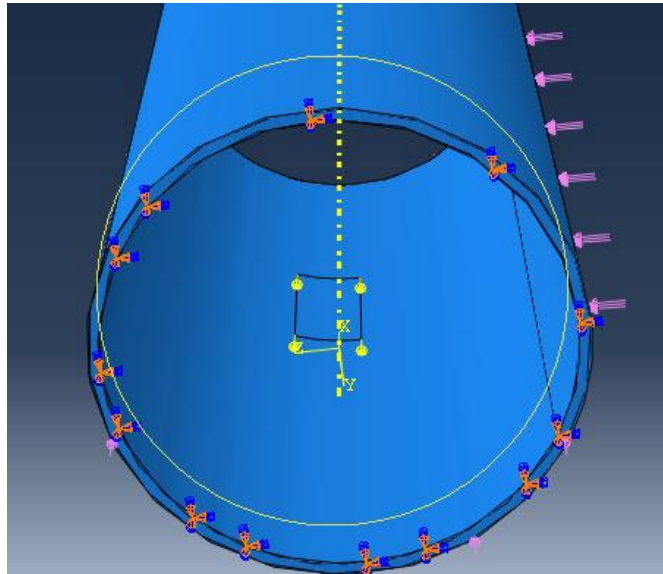


Fig 5.2.1-12. Cargas aplicadas a la estructura I

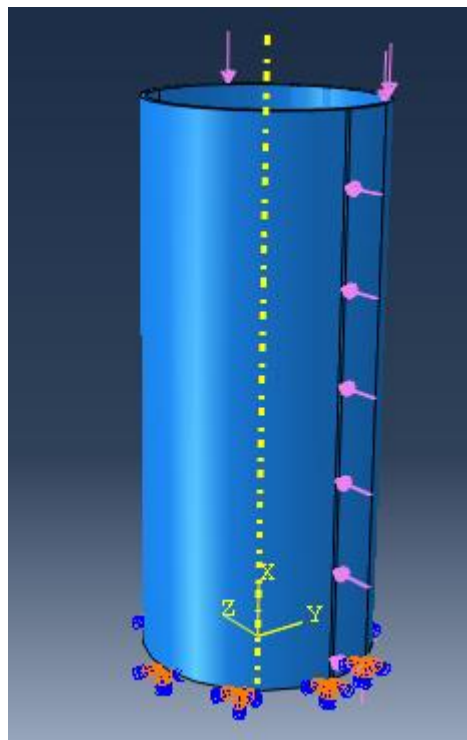


Fig 5.2.1-13. Cargas aplicadas a la estructura II

- Módulo Mesh

Este es uno de los apartados más importantes a la hora de estudiar el programa de forma asistida. Dependiendo del tipo y tamaño de los elementos que se utilicen se

obtendrán unos resultados más o menos precisos. Debido a esto se va a profundizar un poco más en este apartado.

El método de los elementos finitos se basa estudiar el comportamiento de una estructura dividiéndola en partes más pequeñas denominadas elementos. Cada uno de estos elementos se constituyen por una serie de puntos representativos a los que se les llama nodos. Una vez que se unen estos nodos y elementos de forma continua tenemos una malla.

Abaqus tiene una extensa librería de elementos para así poder resolver muchos tipos de problemas.

El comportamiento de los elementos se caracteriza por estos cinco aspectos: familia, grados de libertad, número de nodos, formulación e integración. Estos aspectos se muestran en el nombre del elemento, el cual es único.

Familia

En la siguiente imagen se muestra las familias más utilizadas a la hora de resolver un problema en Abaqus. La diferencia más notable entre ellas es la geometría que cada familia sigue. La primera letra del nombre del elemento indica la familia a la que pertenece.

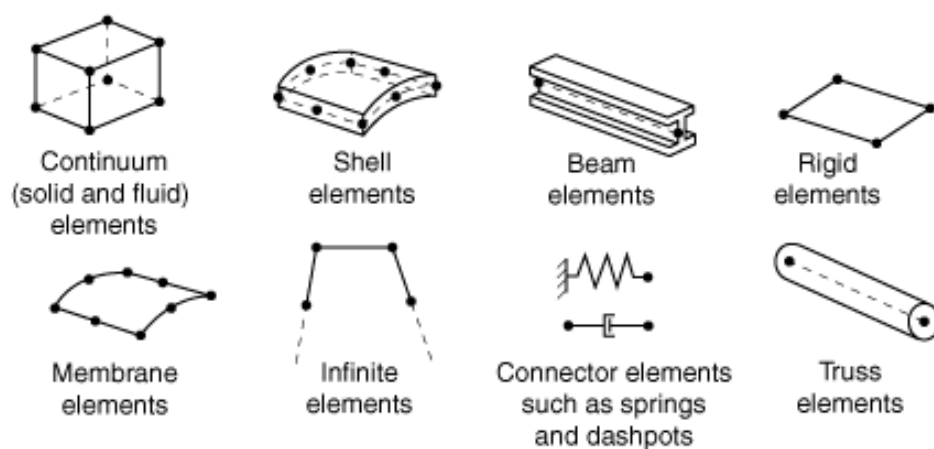


Fig 5.2.1-14. Familias de elementos ^[16]

Grados de libertad

Son variables fundamentales calculadas durante el análisis. Dependen de la familia de elementos que se haya escogido. Por ejemplo, para simulaciones de esfuerzo/deformación los grados de libertad son la translación y, para elementos Shell, Beam y Pipes la rotación de cada nodo.

Número de nodos y orden de interpolación

Los desplazamientos u otros grados de libertad son calculados en los nodos. En cualquier otro punto del elemento se obtendrá mediante interpolación de los desplazamientos nodales. Normalmente el orden de la interpolación es determinado por el número de nodos usados en los elementos. Por ejemplo, los elementos que tienen nodos solo en las esquinas usan interpolación lineal y los que tienen nodos intermedios usan interpolación cuadrática.

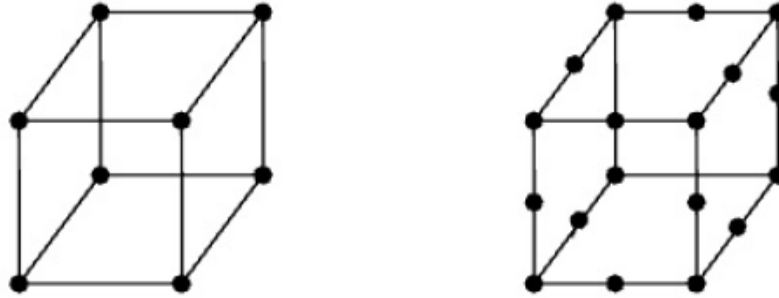


Fig 5.2.1-15. Elementos con interpolación lineal y cuadrática ^[16]

El número de nodos en un elemento está también identificado en su nombre.

Formulación

La formulación del elemento se refiere a la teoría matemática utilizada para definir el comportamiento del elemento. Abaqus ofrece dos opciones: la solución Lagrangiana utilizada para los análisis de esfuerzos/desplazamiento y la solución Euleriana utilizada para análisis de mecánica de fluidos.

Integración

Abaqus emplea técnicas numéricas para integrar sobre el volumen de cada elemento, la más utilizada es la de Gaussian. Abaqus estudia la respuesta del material para cada punto de integración en cada elemento. La integración puede ser completa y reducida. La que utiliza cada tipo de elementos se puede ver al final de su nombre: si es de integración es reducida aparecerá una R.

Tras esta explicación llega la hora de elegir qué tipo de elementos se utilizarán en la estructura.

Todos las Parts a las que se les asignó el material laminado se estudiarán mediante elementos de tipo Shell, es decir, las pieles y las placas para el lanzador y el deposito.

Como se puede imaginar este tipo de elementos se utilizan para modelar estructuras en las que una de las dimensiones es mucho menor que las otras, en estos casos el espesor. Estos elementos hacen la discretización del cuerpo mediante la geometría de la superficie y el espesor es determinado a través de la definición de las secciones creadas en el módulo Property. Como ya se ha dicho estos elementos tienen el desplazamiento y la rotación como grados de libertad.

Su nomenclatura sigue la norma AXB, siendo:

- A = S para estudios esfuerzo/desplazamiento.
- X = Número de nodos
- B = R para indicar integración reducida

En este caso, en todas las estructuras formadas por la unión matriz+fibras se han utilizado elementos S8R, tanto en la estructura monolítica como en la tipo sándwich.

En el caso de las pieles, se han hecho dos particiones de cada cilindro en sentido longitudinal para así conseguir realizar el mallado con técnica estructurada ya que es la que da mejores resultados. Finalmente se ha indicado el tamaño de los elementos, mediante el botón Seed, y se ha mallado cada parte por separado.

Por otro lado, en el caso del núcleo se han utilizado elementos 3CD8R el mallado de tipo *"Bottom up"* por extrusión, muy útil en casos como este en el que se tiene un cilindro macizo. Con esta tecnología se mallará una de las bases del cilindro y ese mismo mallado se extruirá a lo largo de toda la longitud. A la hora de usar esta opción hay que tener cuidado ya que la malla no queda asociada a la geometría automáticamente, hay que asociarla de forma manual.

A la hora de mallar las partes hay que tener en cuenta que la licencia de Abaqus tiene algunas restricciones, está limitada a 250.000 nodos repartidos en toda la estructura. Para tener una malla homogénea se ha puesto la misma distancia de nodos en todas las partes: 30 mm en sentido radial y 14 mm a lo largo de la longitud de los cilindros.

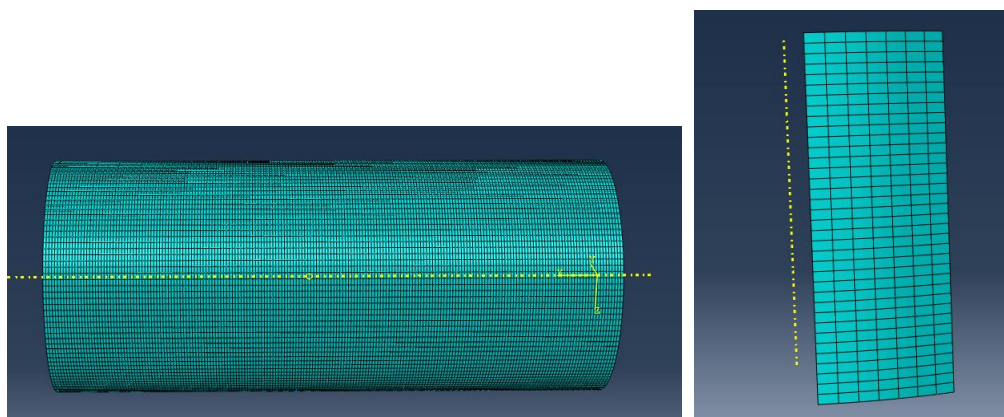


Fig 5.2.1-16. Ejemplos de partes malladas

- Módulo Job

Una vez que se han realizado todas las tareas para la definición del caso de estudio llega la hora de lanzar el análisis. Esto se hace mediante el módulo Job, ya que permite crear un job, lanzarlo y controlar su progreso.

- Módulo Visualization

Tras lanzar el análisis y si no hay ningún problema en la definición se puede ir al módulo visualización para ver los resultados obtenidos.

En este apartado se mostrará la estructura deformada y los valores de esfuerzos y desplazamientos.

- Esfuerzos

Se va obtener la distribución de esfuerzos a lo largo de toda la estructura. Se va a prestar atención al valor de la tensión de Von-Misses así como al valor de la tensión que soporta la estructura en las tres direcciones principales. También se estudiará las tensiones cortantes en cada plano.

La tensión de VonMisses es una magnitud física proporcional a la energía de distorsión. Es una forma de obtener un indicador a la hora de estudiar el comportamiento de una estructura dúctil mediante las teorías de fallo. Para calcularla se sigue la siguiente expresión.

$$\sigma_{VM} = \sqrt{\frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}{2}} \quad (\text{Ecuación 5.13})$$

Siendo σ_1 , σ_2 y σ_3 las tensiones en cada una de las direcciones principales.

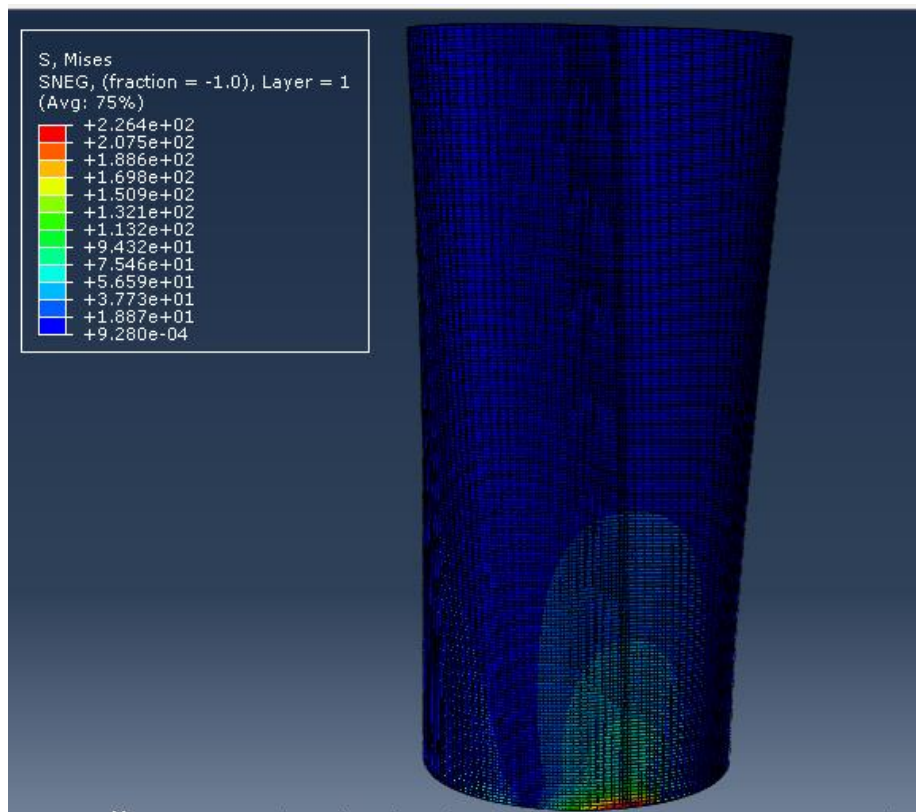


Fig 5.2.1-17. Tensiones de VonMises en la estructura sandwich

Ahora se muestra la distribución de tensiones en cada dirección.

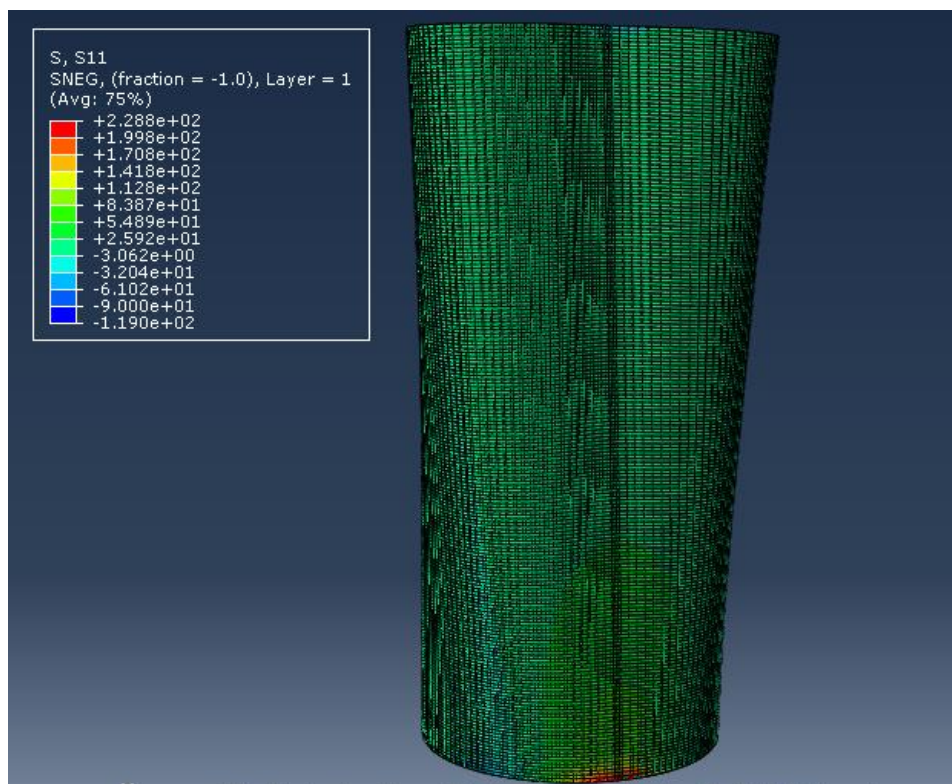


Fig 5.2.1-18. Distribución de tensiones en la dirección 11 de la estructura sándwich

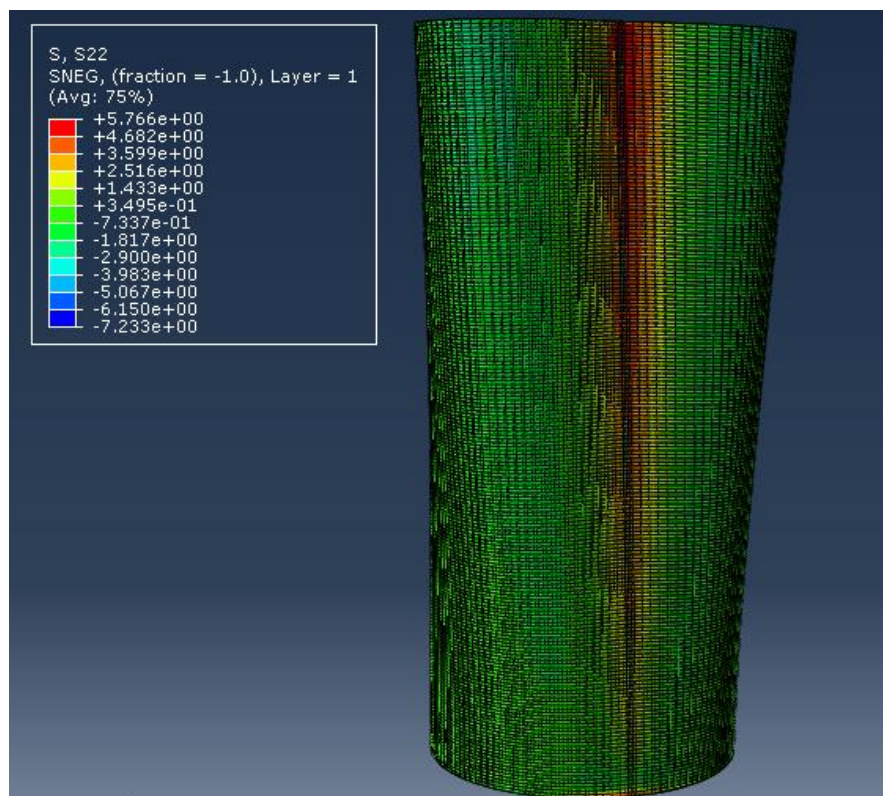


Fig 5.2.1-19. Distribución de tensiones en la dirección 22 de la estructura sándwich

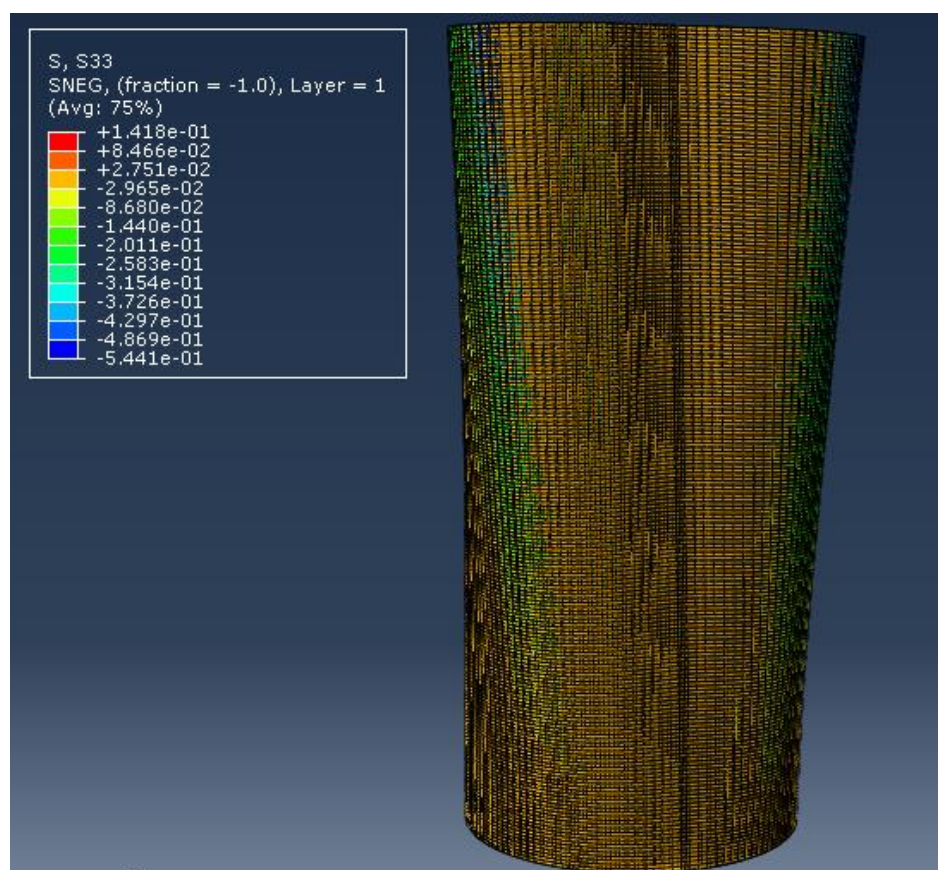


Fig 5.2.1-20. Distribución de tensiones en la dirección 33 de la estructura sándwich

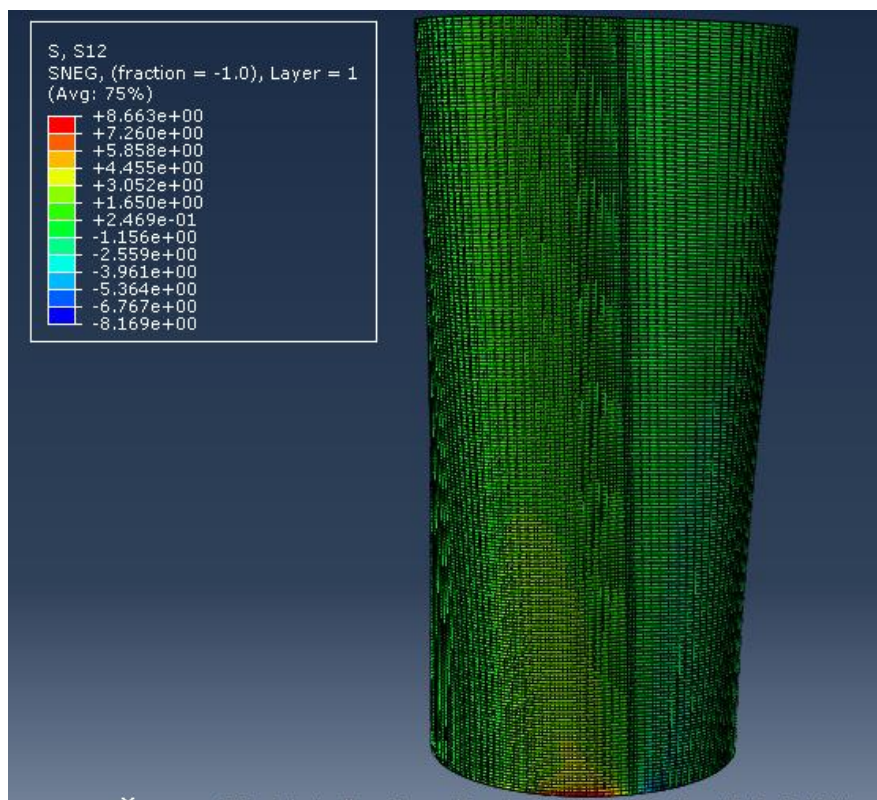


Fig 5.2.1-21 Distribución de tensiones en la dirección 12 de la estructura sándwich

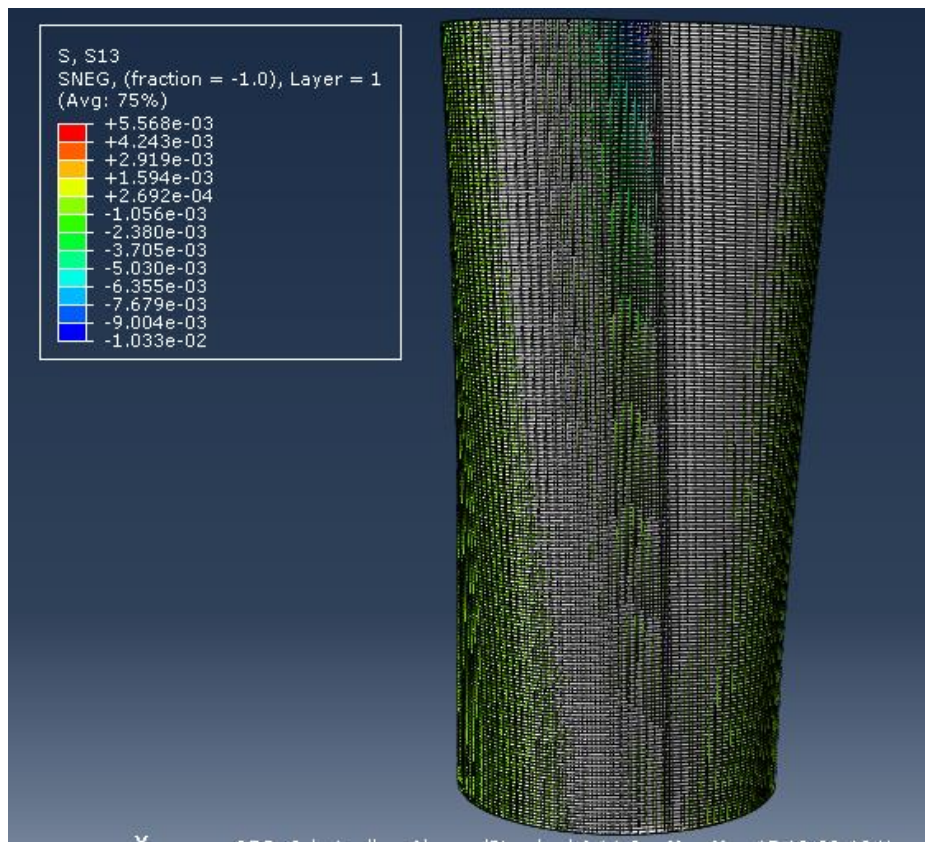


Fig 5.2.1-22. Distribución de tensiones en la dirección 13 de la estructura sándwich

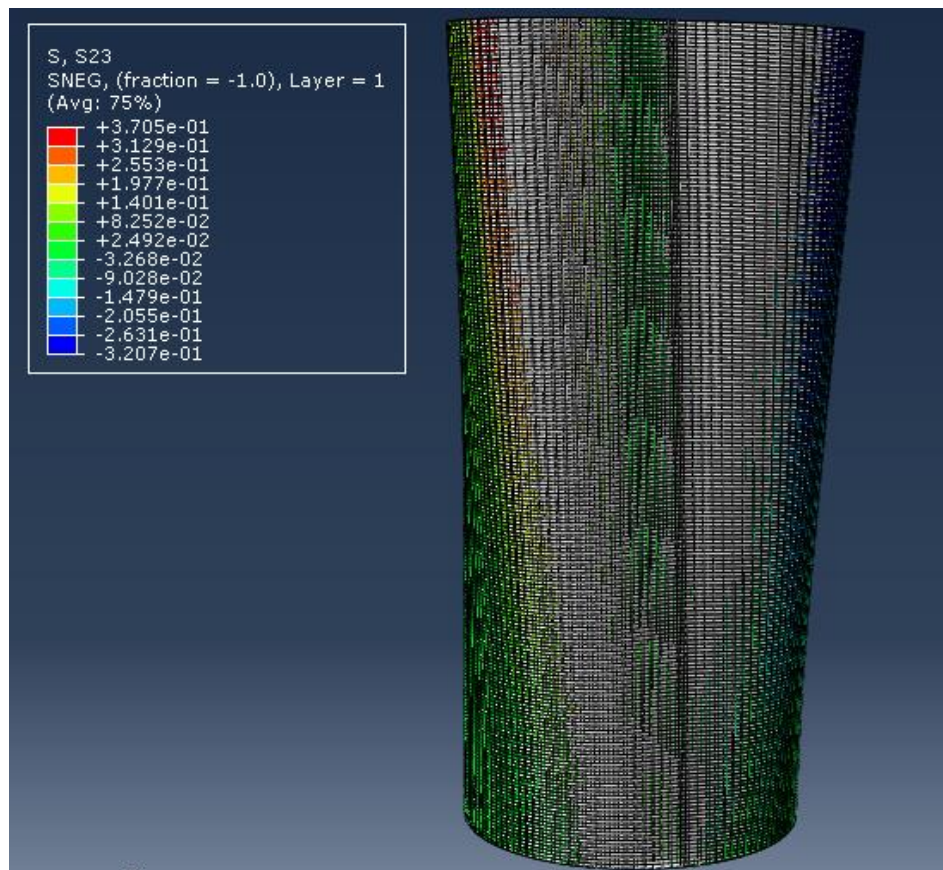


Fig 5.2.1-23. Distribución de tensiones en la dirección 23 de la estructura sándwich

Dirección	Tracción máxima	Compresión máxima
S11	228 MPa	119 MPa
S22	5.76 MPa	7.23 MPa
S33	0.14 MPa	0.54 MPa
S12	8.66 MPa	8.17 MPa
S13	0.005 MPa	0.01 MPa
S23	0.37 MPa	0.32 MPa

Tabla 5.2.1-4. Resumen de tensiones en la estructura sándwich

Como puede verse en este caso si aparece tensión en la dirección 33, no hay tensión plana. Esto es debido a los esfuerzos que se generan en el núcleo en esa dirección.

- Desplazamientos

Otro factor que se va a estudiar para elegir que configuración es mejor en este caso son los desplazamientos máximos que sufre la estructura en cada dirección principal. Además esta será la forma de concluir si la estructura cumple con los requisitos solicitados.

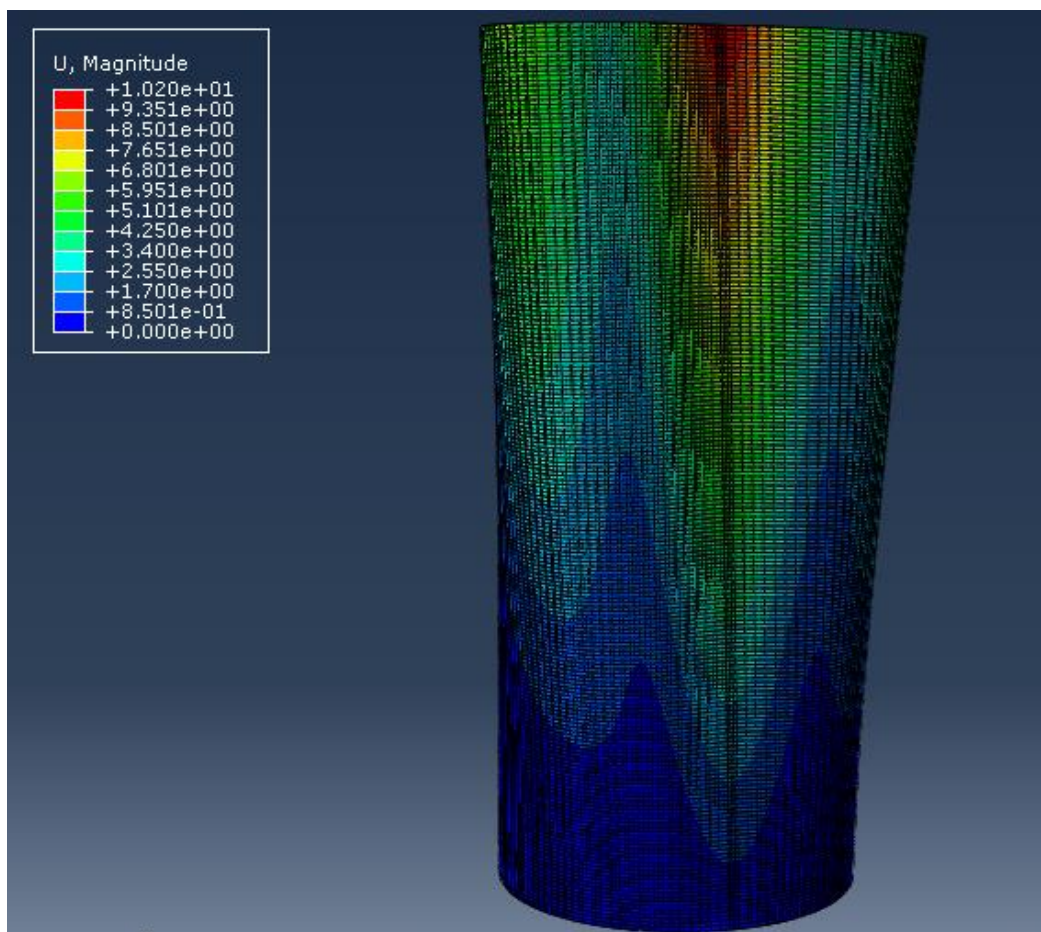


Fig 5.2.1-24. Desplazamientos en magnitud de la estructura sándwich

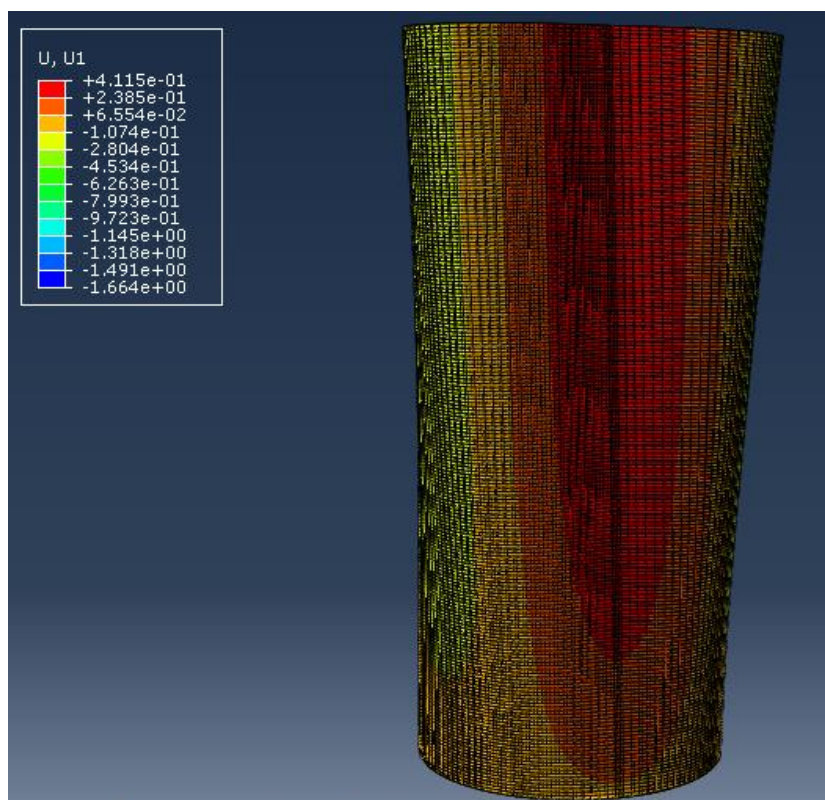


Fig 5.2.1-25. Desplazamientos en la dirección 1 de la estructura sándwich

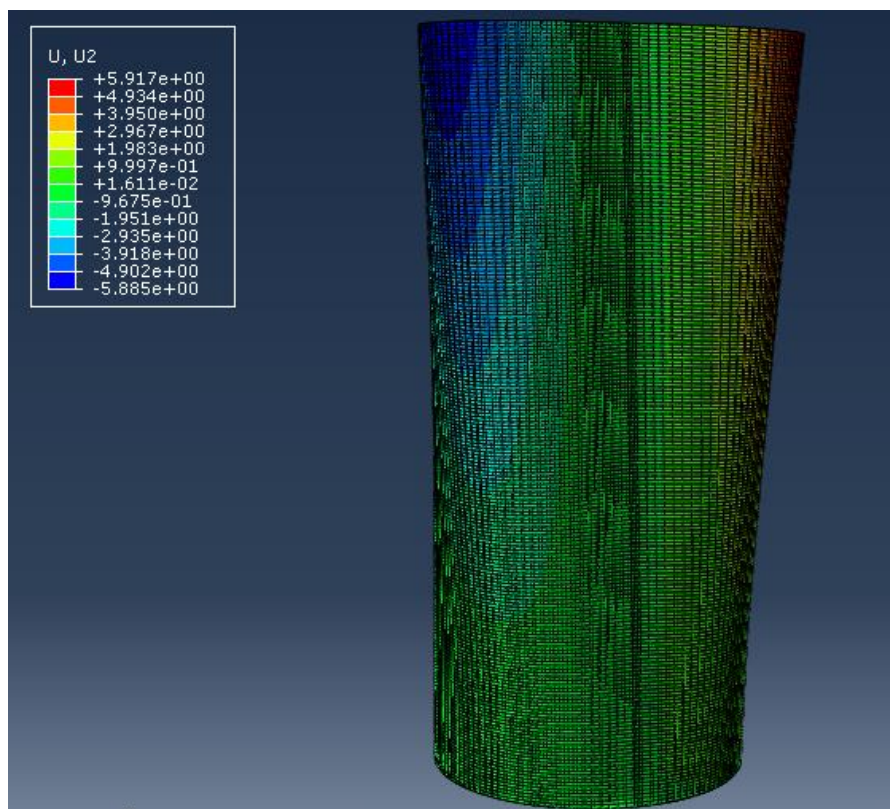


Fig 5.2.1-26. Desplazamientos en la dirección 2 de la estructura sándwich

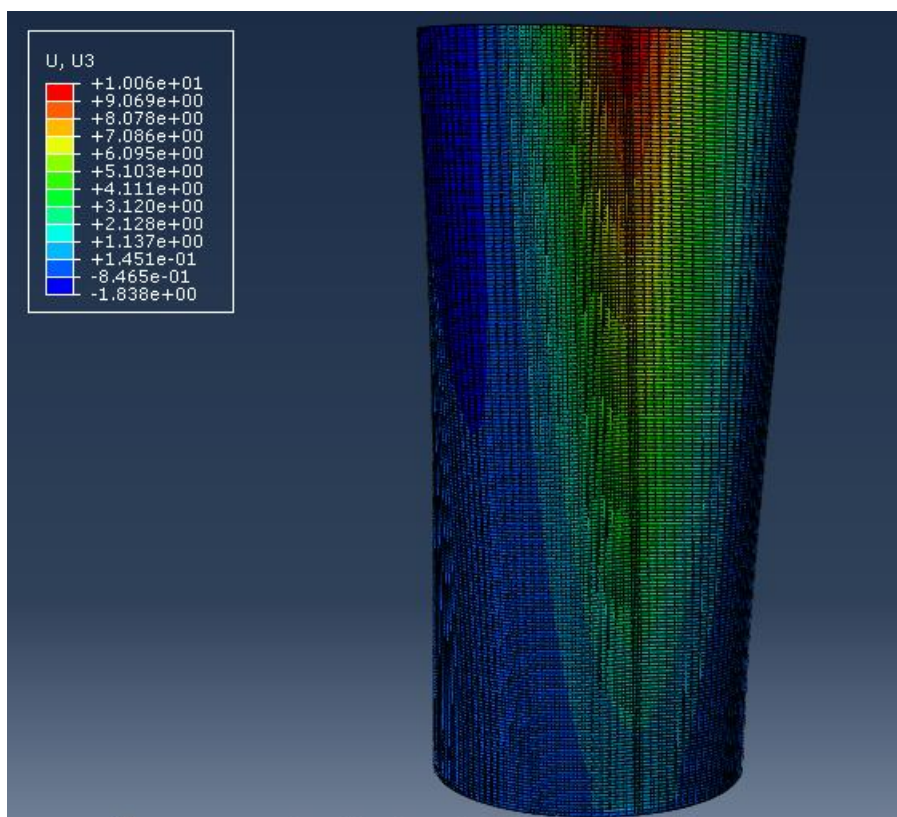


Fig 5.2.1-27.. Desplazamientos en la dirección 3 de la estructura sándwich

Dirección	Desplazamiento máximo
U1	1.66 mm
U2	5.91 mm
U3	10.06 mm

Tabla 5.2.1-5. Resumen de desplazamientos en la estructura sándwich

Se recuerda que el desplazamiento máximo permitido en cada una de las direcciones era de 15 mm por lo que este requerimiento se cumple en toda la estructura.

Otro aspecto a tener muy en cuenta en el sector aeroespacial es el peso. Si la estructura pesa más habrá que utilizar más combustible para ponerla en movimiento incrementando así los costes. La estructura tipo sándwich tiene una masa de 124.48 Kg

5.2.2. Estructura monolítica

Debido a que el proceso del modelado de la estructura tipo sándwich se ha explicado en profundidad ahora solo se va a hacer puntualizaciones en aquellos apartados en los que varíe la forma de modelar la estructura.

Sim embargo, como se podrá apreciar, ambos procesos son muy similares.

○ Módulo Part

En el caso de la estructura monolítica, esta únicamente estará formada por un único cilindro de 1194 milímetros de diámetro. Por otro lado, al igual que en la estructura sándwich se utilizarán otras dos parts en forma de planchas que nos servirán para aplicar las cargas debidas a la presencia del depósito y el lanzador.

Al igual que antes cuando se modelizaron las pieles de la estructura sándwich, el cuerpo monolítico se modelizará seleccionando las opciones 3D, deformable y extrusión, será de tipo Shell. Tras hacer el sketch, se extruirá la misma 2800 milímetros.

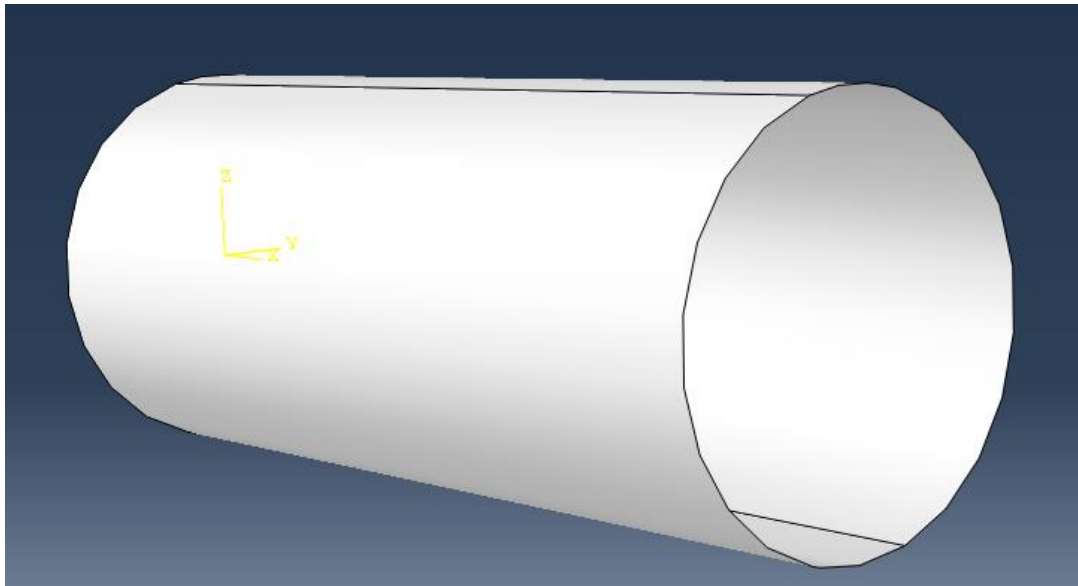


Fig 5.2.2-1. Estructura monolítica

En cuanto a las partes creadas para modelizar la carga lateral del lanzador y la carga producida por la presencia de combustible no hay ninguna modificación con respecto a la estructura sándwich.

- Módulo Property

En el caso de la estructura monolitica solo habrá que crear un material y una seccion, necesarias para definir el laminado utilizado en todas las partes.

El material utilizado en este caso es el mismo que en el caso anterior. Por lo tanto las propiedades del material serán las mismas que las utilizadas en la modelización de la estructura sandwich.

Sin embargo, para conseguir que ambas estructuras se comporten de la misma manera ha sido necesario modificar el apilado duplicando el número de láminas y el espesor de cada lámina pasando de 0.25 milímetros a 0.26.

La nueva configuración para la sección del laminado es la siguiente:

Name: laminado

Type: Shell / Continuum Shell, Composite

Section integration: ☒ During analysis ☐ Before analysis

Layup name: Laminado

Basic **Advanced**

Thickness integration rule: ☒ Simpson ☐ Gauss

☒ Symmetric layers

Material	Thickness	Orientation Angle	Integration Points	Ply Name
Lámina IM7	0.26	0	3	
Lámina IM7	0.26	-45	3	
Lámina IM7	0.26	45	3	
Lámina IM7	0.26	90	3	
Lámina IM7	0.26	90	3	
Lámina IM7	0.26	45	3	
Lámina IM7	0.26	-45	3	
Lámina IM7	0.26	0	3	
Lámina IM7	0.26	0	3	
Lámina IM7	0.26	-45	3	
Lámina IM7	0.26	45	3	
Lámina IM7	0.26	90	3	
Lámina IM7	0.26	90	3	
Lámina IM7	0.26	45	3	
Lámina IM7	0.26	-45	3	
Lámina IM7	0.26	0	3	

Fig 5.2.2-2. Creación del laminado para la estructura monolítica

Una vez creada esta sección se asociará tanto a las pieles como a las placas creadas para poder aplicar las cargas del lanzador lateral y del deposito de combustible.

Ahora, debido a que estamos trabajando con materiales con propiedades distintas según el eje de estudio tenemos que definir las direcciones principales de cada parte mediante el botón Assign Material Orientation.

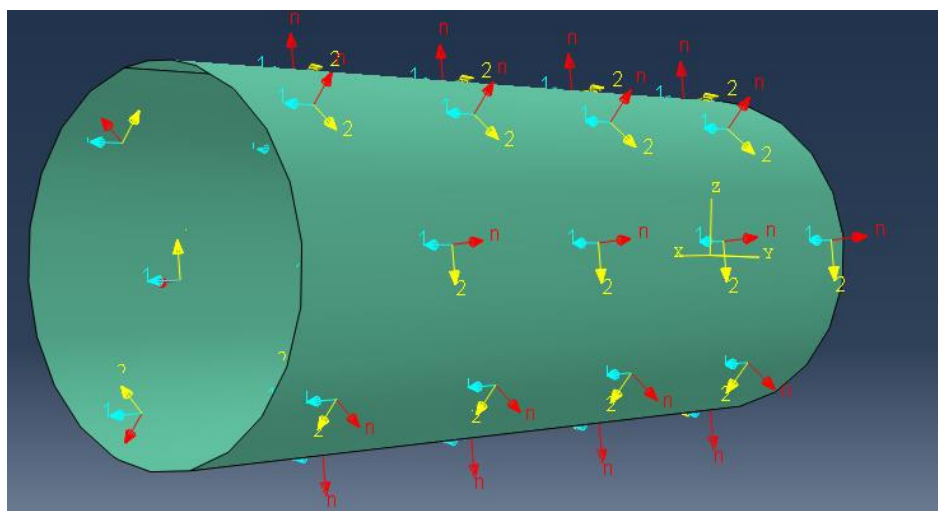


Fig 5.2.2-3. Orientación estructura monolítica

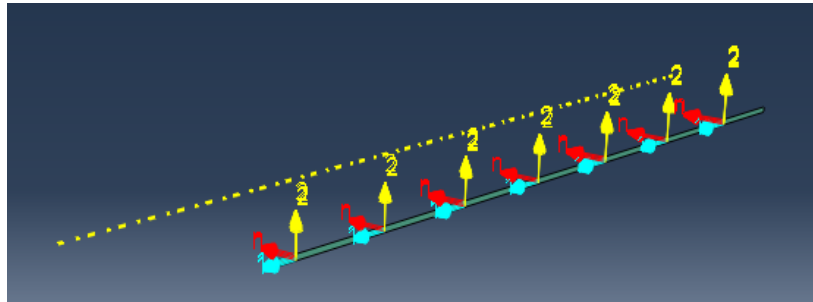


Fig 5.2.2-4. Orientación material de la placa lateral para el lanzador

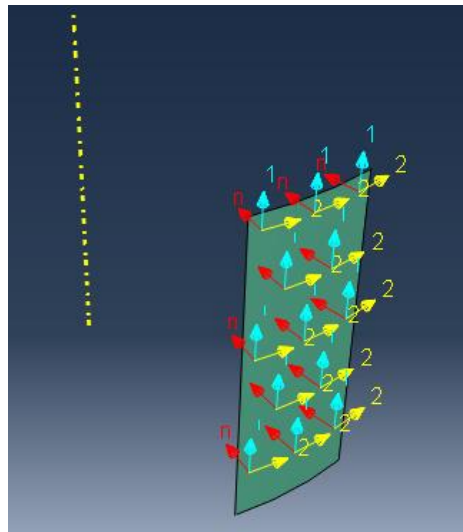


Fig 5.2.2-5. Orientación material de la placa soporte del deposito

- Módulo Assembly

Ahora que se tienen todas las partes creadas y se les ha asignado las propiedades a cada una de ellas se pasa al módulo Assembly en el que hay que unir las partes creadas y definidas de forma individual para así obtener lo que sería el cuerpo central total.

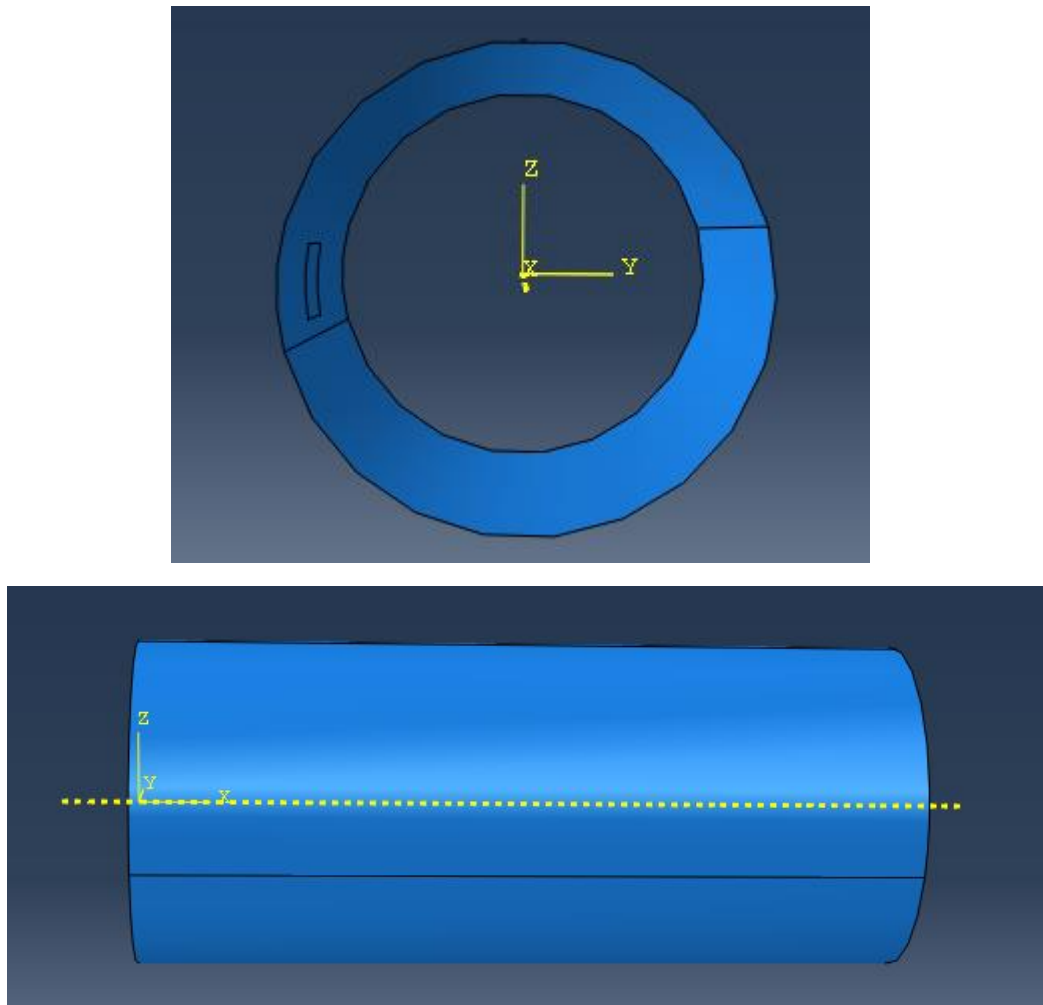


Fig 5.2.2-6 . Definición de ejes coordenados para la estructura total

- Módulo Step

Será exactamente igual que en el caso de la estructura sándwich.

- Módulo Interaction

Se seguirá el mismo procedimiento que en la estructura sándwich. Sin embargo, en este caso solamente habrá que hacer dos uniones:

- Unión deposito-estructura monolítica: la estructura será la superficie master y el deposito la esclava.
- Unión placa lateral-estructura monolítica: al igual que en el caso anterior la estructura será la superficie master y la placa la esclava.

- Módulo Load

Las cargas aplicadas a la estructura seguirán siendo las mismas y modelándose de la misma manera en casi todos los casos.

En la estructura monolítica no tenemos una superficie sólida para aplicar la presión ejercida por los equipos que soporta el central body y por el lanzador en la dirección axial. En estos casos se ha modelado la carga como una carga a lo largo de la longitud del laminado, en N/mm.

$$Longitud\ base\ estructura = 2 \cdot \pi \cdot 593 = 3725\ mm$$

	Original	Abaqus
Combustible	23100 N	5775 N/punto
Equipos varios	24255 N	6.51 N/mm
Carga axial producida por el lanzador	90644N	24.33 N/mm
Carga lateral producida por el lanzador	28326N	0.49 MPa

Tabla 5.2.2-1. Cargas aplicadas a la estructura

Una vez introducidas todas las cargas en las unidades correspondientes la estructura queda de la siguiente forma:

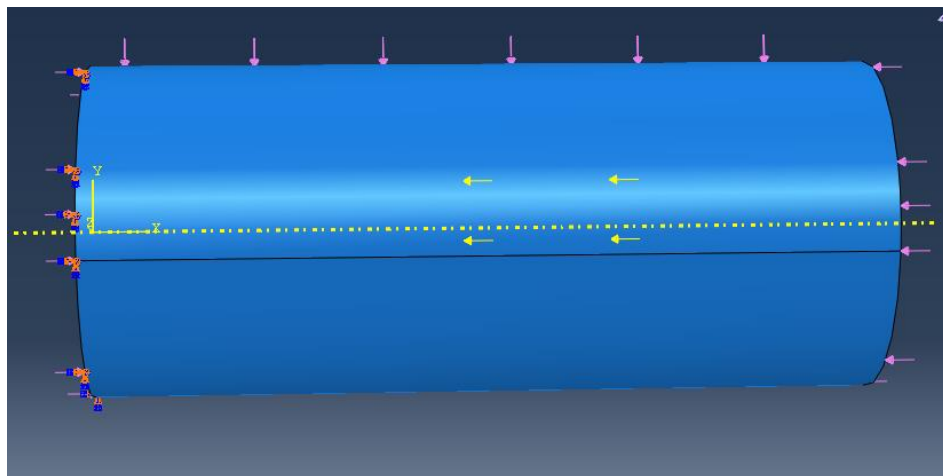


Fig 5.2.2-7. Cargas aplicadas a la estructura monolítica

○ Módulo Mesh

Ya que se tiene que mallar menos partes se ha aprovechado para crear una malla más fina para así obtener mejores resultados. En este caso, en todas las partes utilizan elementos S8R.

Para tener una malla homogénea se ha puesto la misma distancia de nodos en todas las partes: 10 mm en sentido radial y 14 mm a lo largo de la longitud del cilindro.

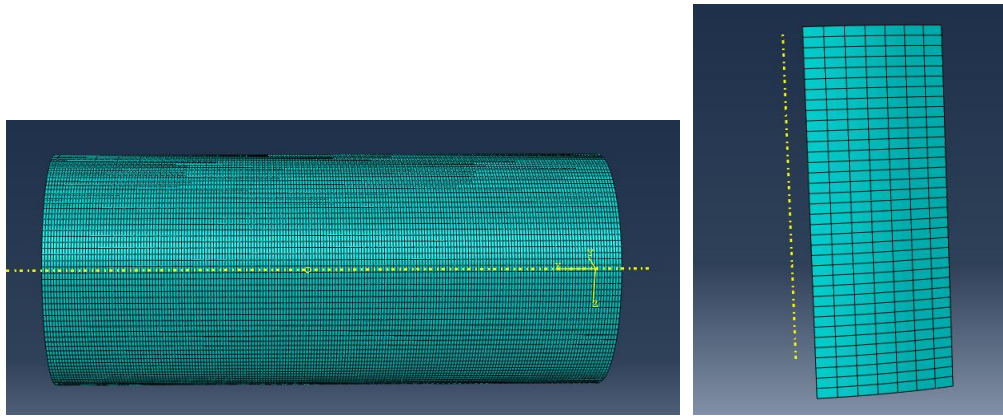


Fig 5.2.2-8. Ejemplos de partes malladas

- Módulo Job

Una vez que se han realizado todas las tareas para la definición del caso de estudio llega la hora de lanzar el análisis. Esto se hace mediante el módulo Job, ya que permite crear un job, lanzarlo y controlar su progreso.

- Módulo Visualization

Tras lanzar el análisis y si no hay ningún problema en la definición se puede ir al módulo visualización para ver los resultados obtenidos.

En este apartado se mostrará la estructura deformada y los valores de esfuerzos y desplazamientos.

- Esfuerzos

Al igual que antes se muestra el valor de las distribuciones de la tensión de VonMises y a lo largo de cada dirección principal.

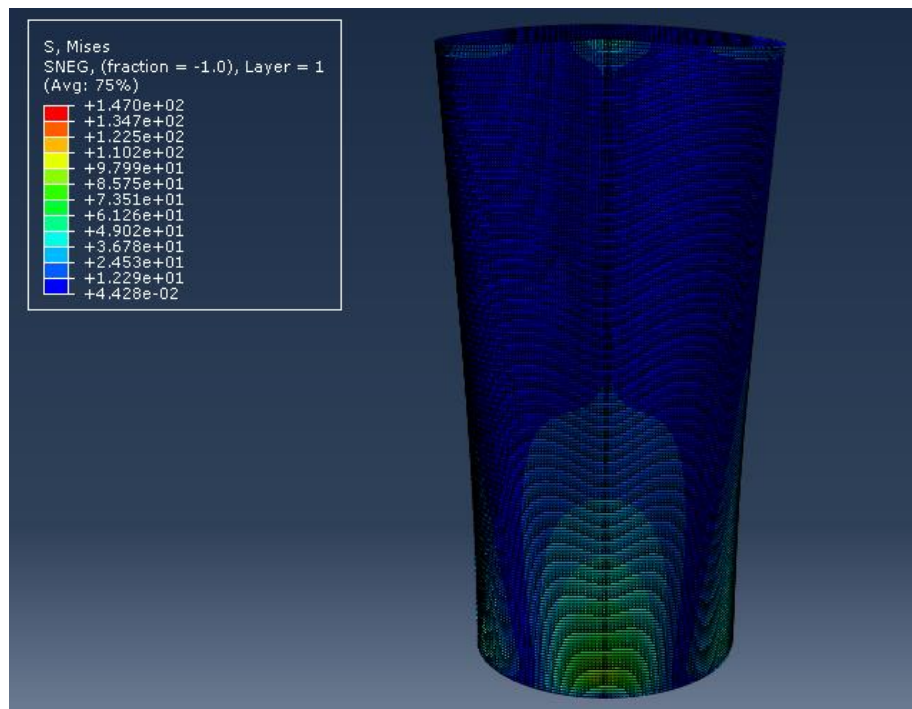


Fig 5.2.2-9. Tensión de VonMises en la estructura monolítica

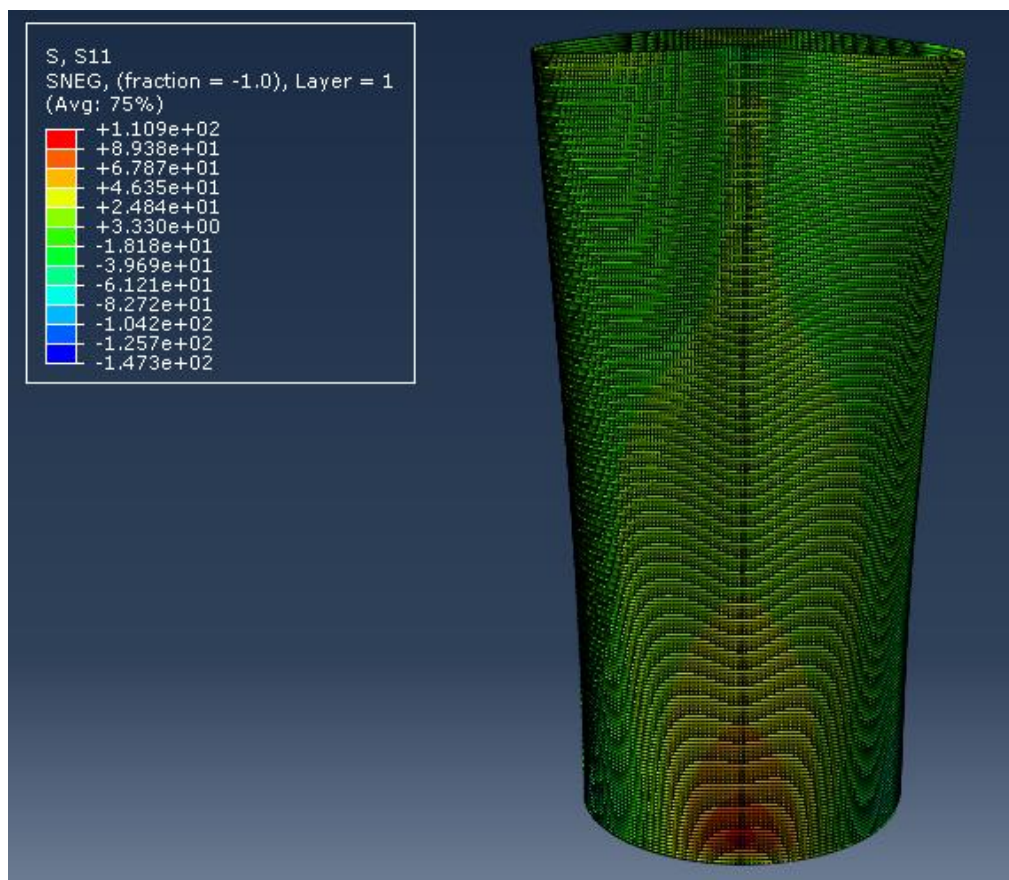


Fig 5.2.2-10. Distribución de esfuerzos en la dirección 11 en la estructura monolítica

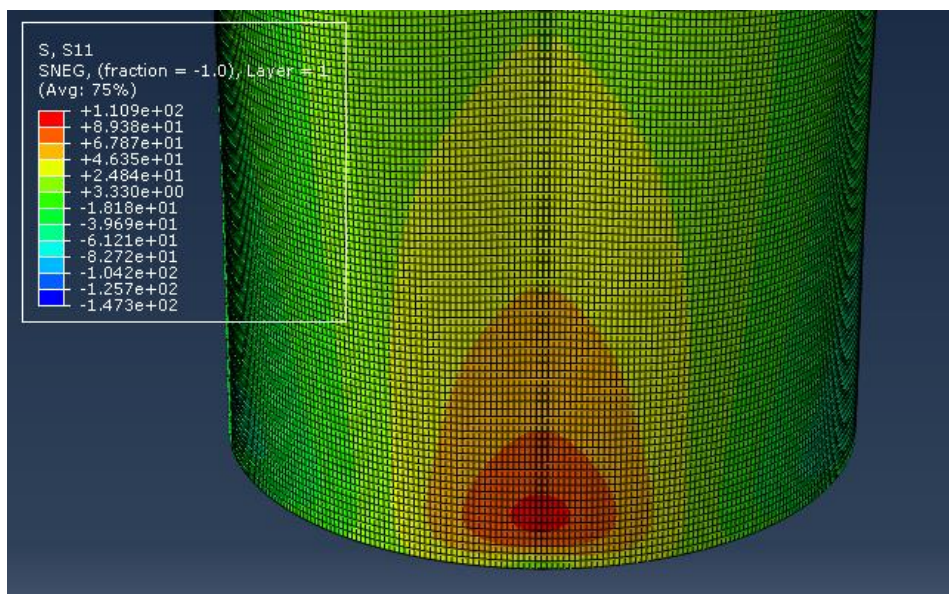


Fig 5.2.2-11. Detalle distribución de esfuerzos en la dirección 11 en la estructura monolítica

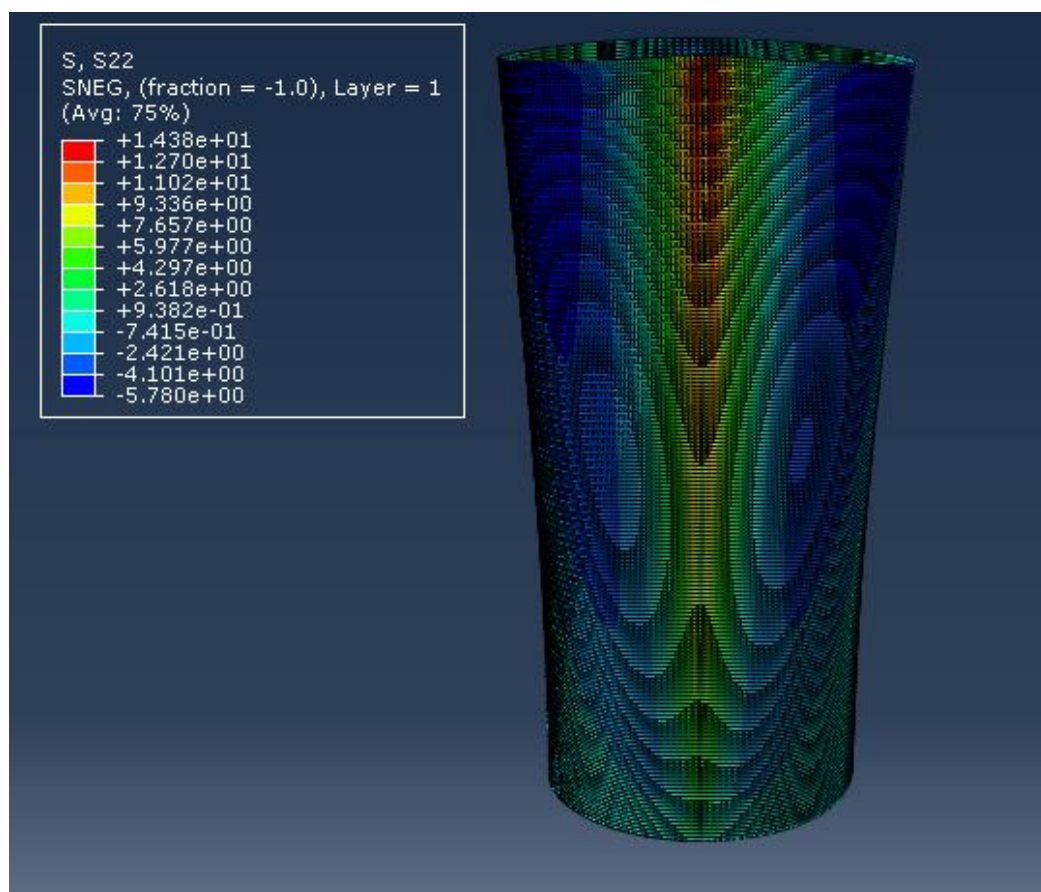


Fig 5.2.2-12. Distribución de esfuerzos en la dirección 22 en la estructura monolítica

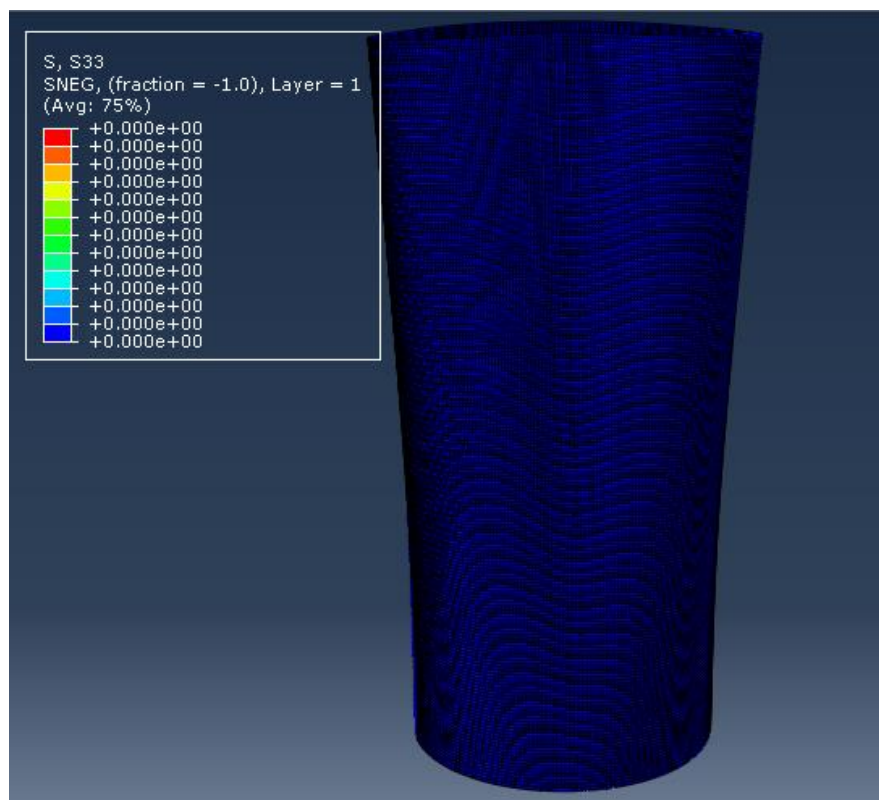


Fig 5.2.2-13. Distribución de esfuerzos en la dirección 33 en la estructura monolítica

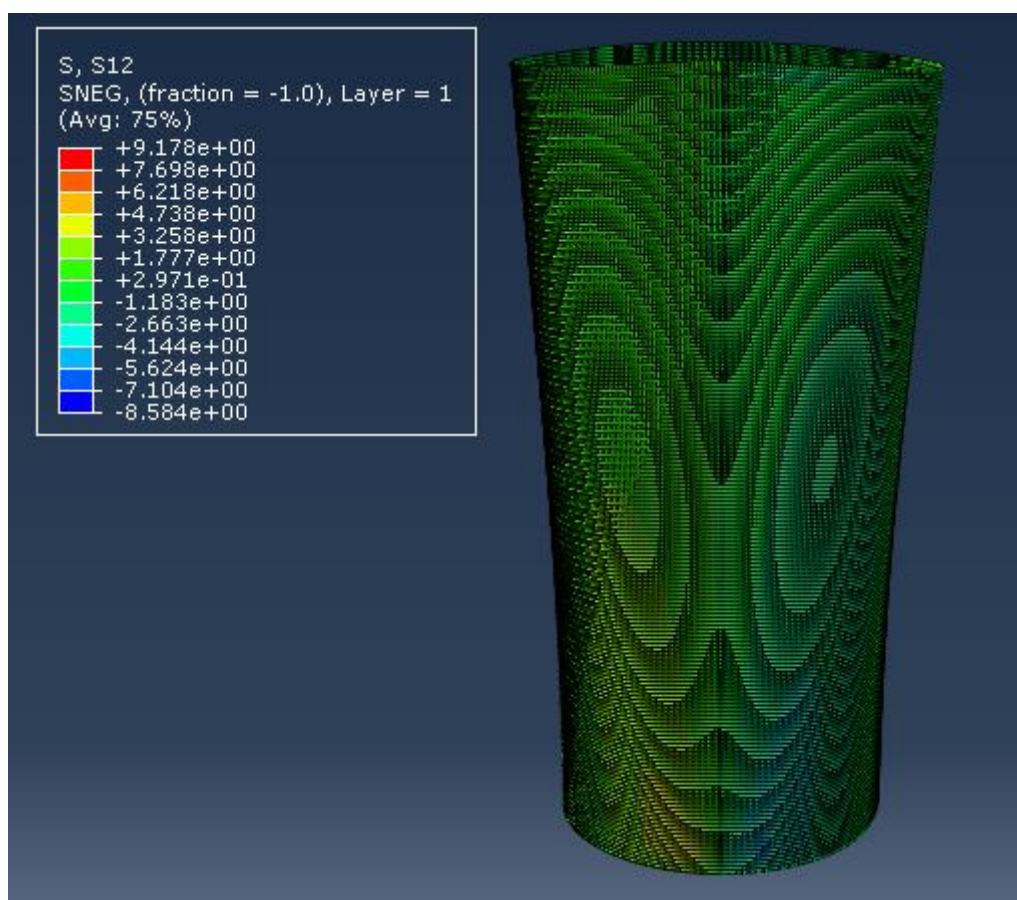


Fig 5.2.2-14. Distribución de esfuerzos en la dirección 12 en la estructura monolítica

Dirección	Tracción máxima	Compresión máxima
S11	111 MPa	147 MPa
S22	14.38 MPa	5.78 MPa
S33	0 MPa	0 MPa
S12	9.18 MPa	8.58 MPa

Tabla 5.2.2-2. Resumen de esfuerzos en la estructura monolítica

- Desplazamientos

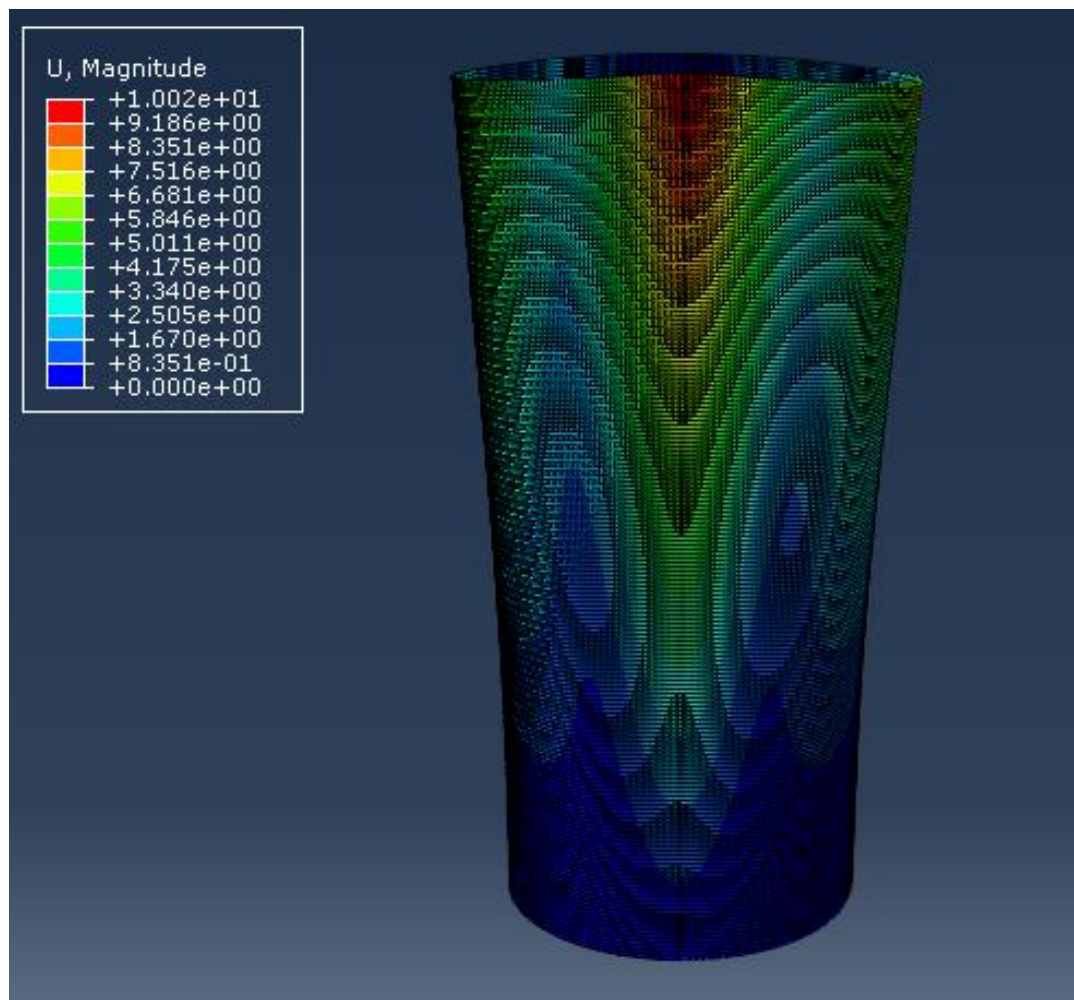


Fig 5.2.2-15. Desplazamientos en magnitud en la estructura monolítica

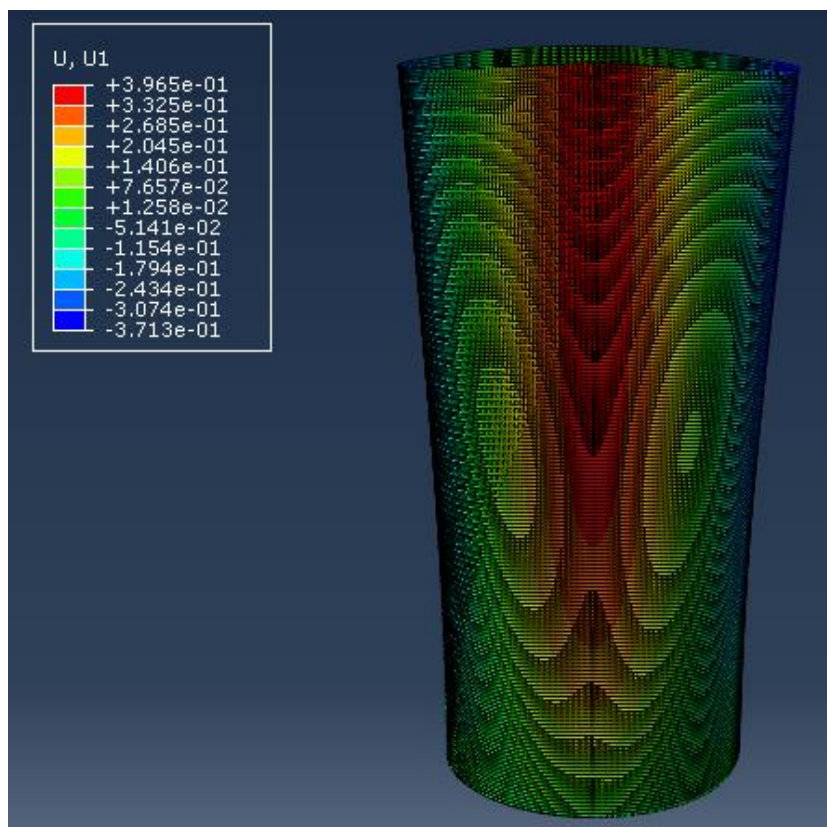


Fig 5.2.2-16. Desplazamientos en la dirección 1 en la estructura monolítica

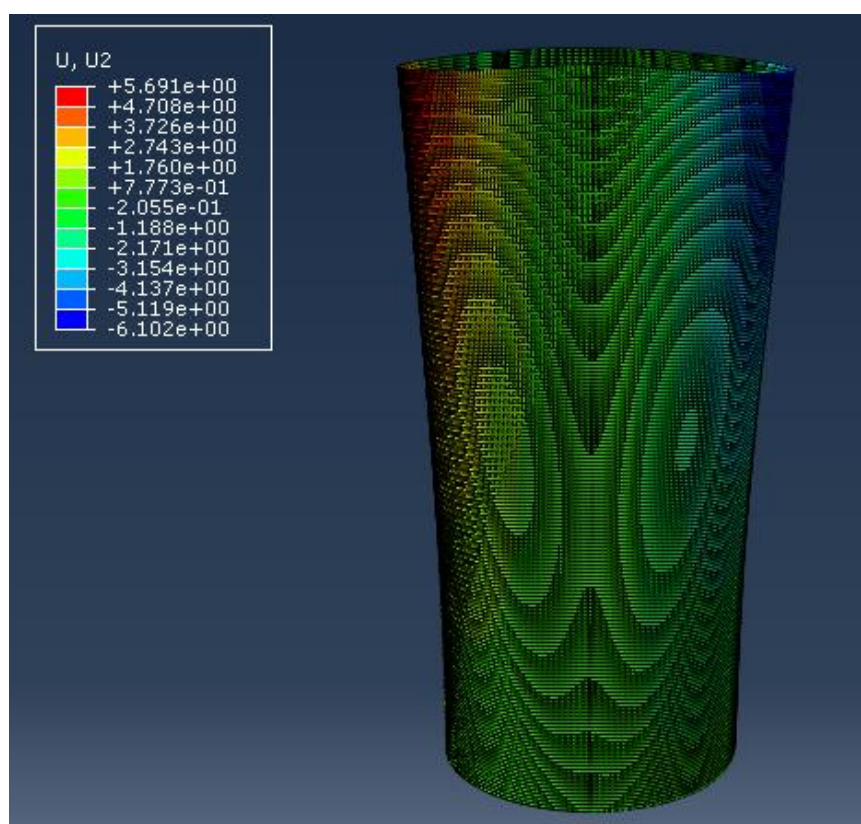


Fig 5.2.2-17. Desplazamientos en la dirección 2 en la estructura monolítica

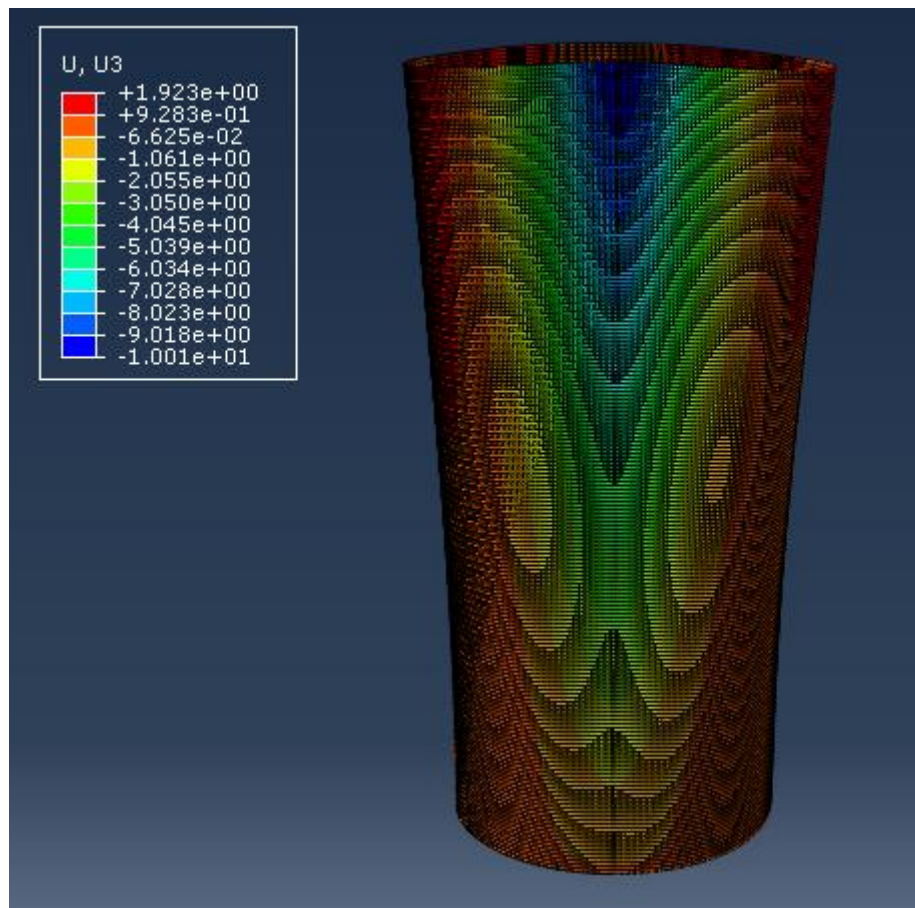


Fig 5.2.2-18. Desplazamientos en la dirección 3 en la estructura monolítica

Dirección	Desplazamiento máximo
U1	0.39 mm
U2	6.1 mm
U3	10.01 mm

Tabla 5.2.2-3. Resumen de desplazamientos en la estructura monolítica

Se recuerda que el desplazamiento máximo permitido en cada una de las direcciones era de 15 mm por lo que este requerimiento se cumple en toda la estructura.

Otro aspecto a tener muy en cuenta en el sector aeroespacial es el peso. Como se dijo anteriormente si la estructura pesa más habrá que utilizar más combustible para ponerla en movimiento incrementando así los costes. La estructura monolítica tiene una masa de 129.36 Kg.

5.2.3. Comparación de resultados entre estructura sándwich y monolítica

Una vez que se han realizado ambos análisis y se han obtenido los resultados del comportamiento de cada estructura mediante un cálculo asistido con el software Abaqus se puede hacer una primera comparación entre ambas.

Dirección	Estructura sándwich		Estructura monolítica	
	Tracción máxima	Compresión máxima	Tracción máxima	Compresión máxima
S11	228 MPa	119 MPa	111 MPa	147 MPa
S22	5.76 MPa	7.23 MPa	14.38 MPa	5.78 MPa
S33	0.14 MPa	0.54 MPa	0 MPa	0 MPa
S12	8.66 MPa	8.17 MPa	9.18 MPa	8.58 MPa
S13	0.005 MPa	0.01 MPa	-	-
S23	0.37 MPa	0.32 MPa	-	-

Tabla 5.2.3-1. Comparación de esfuerzos entre estructura sándwich y monolítica

Dirección	Estructura sándwich	Estructura monolítica
	Desplazamiento máximo	Desplazamiento máximo
U1	1.66 mm	0.39 mm
U2	5.91 mm	6.1 mm
U3	10.06 mm	10.01 mm

Tabla 5.2.3-2. Comparación de desplazamiento entre estructura sándwich y monolítica

Masa	Estructura sándwich	Estructura monolítica
	124.44 Kg	129.36 Kg

Tabla 5.2.3-3. Comparación de masa entre estructura sándwich y monolítica

Como puede verse en la tabla 5.2.2-4 los esfuerzos a los que están sometidas cada una de las estructuras son del mismo orden. En este aspecto ambas se comportan de manera similar.

Tal y como se dijo en la introducción las estructuras laminadas siguen la hipótesis de tensión plana. Debido a ello el esfuerzo en la dirección 33 (perpendicular al plano del laminado) en el caso de la estructura monolítica es nulo. En el caso de la estructura sándwich no es igual a cero debido a esfuerzos que se generan en el núcleo en esa dirección, lo mismo pasa con los esfuerzos cortantes en las direcciones 13 y 23.

También puede verse que el esfuerzo al que está sometido el núcleo de la estructura sándwich (S23) es inferior a su esfuerzo de *crash*, que como se dijo en el capítulo 4.

Fase de diseño es de 1.17 MPa. Esto hace que se reafirme la suposición realizada mediante el primer cálculo analítico, el núcleo soporta los esfuerzos generados.

En cuanto a los desplazamientos, con la monolítica se consigue mejor comportamiento en la dirección 1 (eje x). Por otro lado, en la dirección en la que se aplica la carga más crítica (eje z) los desplazamientos son relativamente iguales. Sin embargo, en la dirección 2 (eje y) la estructura sándwich se comporta mejor. Esta dirección de estudio es importante ya que un desplazamiento excesivo podría producir el aplastamiento de los equipos que están protegidos por la estructura del *central body*.

Estos desplazamientos se encuentran dentro del requerimiento especificado en *el capítulo 3. Especificación*, el cual imponía un desplazamiento máximo de 15 mm en cada una de las direcciones.

Por último, la diferencia entre masa de ambos cuerpos puede parecer insignificante. Sin embargo, esta es muy determinante tanto a la hora de comprar la materia prima necesaria para fabricar la estructura como en el coste del proceso de producción, tal y como se verá en *el capítulo 6. Fabricación y análisis de costes*.

6. Fabricación y análisis de costes

6.1. Proceso de fabricación

En este punto se pasa a describir el proceso de fabricación que habría que seguir para obtener la figura estudiada.

Ambas estructuras, monolítica y sándwich, seguirán un proceso similar, diferenciándose únicamente en que en la estructura sándwich habrá que preparar, colocar y adherir un núcleo metálico entre los dos laminados que formarán las pieles mientras que en la estructura monolítica solamente se tendrá que trabajar la resina y la fibra de carbono.

Tal y como puede verse en la *Figura 6.8. Proceso de fabricación de la estructura tipo sándwich* y la *Figura 6.9. Proceso de fabricación de la estructura monolítica* va a haber cuatro fases diferenciadas a lo largo de mismo:

1. Set-up
2. Corte por control numérico
3. Lay-up
4. Operaciones finales

A continuación, se describen cada uno de estos puntos en más detalle. Se desarrollará el proceso de fabricación de la estructura sándwich por ser este más complejo. Como ya se ha dicho para obtener el proceso de la estructura monolítica simplemente habría que suprimir las acciones que involucren al núcleo. De todas formas, para aclarar este, se adjunta un flujograma de la fabricación de la estructura monolítica en la *Figura 6.9. Proceso de fabricación de la estructura monolítica*.

1. Set up

En esta primera parte se realizará la preparación de los útiles y la maquinaria que se va a necesitar a lo largo del proceso. En la *Figura 6.1. Set-up* puede verse los procesos que incluye.

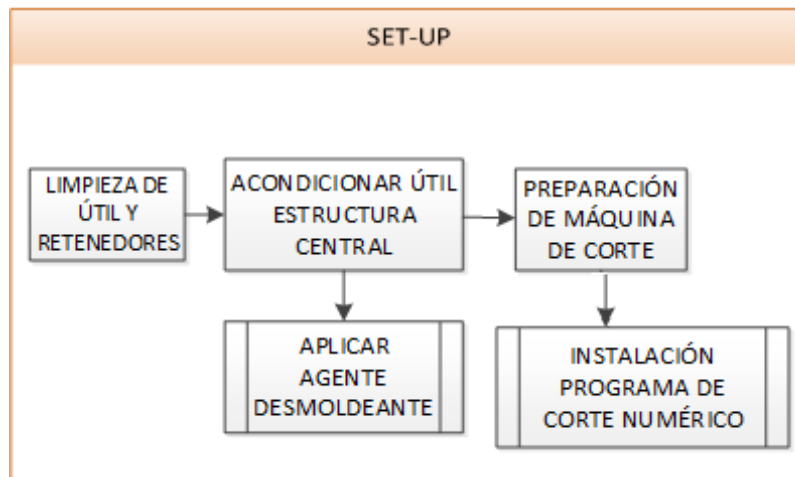


Fig 6.1-1. Set-Up

La fabricación de estructuras aeroespaciales debe ser muy precisa y no puede permitirse la exposición de las piezas a óxido, golpes, arañazos, suciedad o contaminación, ya que estos podrían alterar sus propiedades. Para ello hay que asegurarse que todos los elementos que intervienen en el proceso están completamente limpios. Se limpiarán, normalmente con alcohol fuera de la zona limpia en la que se llevará a cabo la fabricación de la pieza.

Una sala limpia, también llamada sala blanca, es una zona diseñada para obtener bajos niveles de contaminación. En ellas se controlan distintos parámetros como temperatura, humedad, flujo de aire, presión e iluminación. Tienen un alto coste de fabricación y utilización por lo que están limitadas a actividades que necesitan pasar estrictos controles ambientales.

En este caso se necesitará un útil que servirá como molde para dar forma a la estructura y unos retenedores que comprimirán las partes para que se adhieran entre sí y no se modifiquen sus posiciones relativas a la hora de realizar el curado de la fibra en el autoclave. Antes de utilizarse estos cuerpos hay que asegurarse de que se encuentran en perfectas condiciones y que no contienen restos de resina, bolsas de vacío o sellantes que puedan dañar la estructura final.

Una vez que el útil está limpio hay que acondicionarlo para su utilización. Para ello se le aplicarán varias capas de un agente desmoldeante, dejando secar entre pasada y pasada y poniendo especial cuidado en no aplicarlo en los bordes del útil ya que en esta zona se pegará la bolsa de vacío necesaria en pasos posteriores. La función de este desmoldeante es ayudar a sacar la pieza del molde sin dañarla cuando esta ya esté curada. Un desmoldeante muy utilizado en estos casos es el Frekote.

También habrá que preparar la máquina de corte, con la que se cortarán los trozos de fibra que después se colocarán y compactarán en el molde. Estos cortes también se podrían realizar a mano, sin embargo, en busca de una mayor precisión. En este caso se utilizará una máquina que realiza el corte ultrasónico del pre-impregnado mediante una cuchilla. Estas máquinas se programan mediante control numérico y con ellas se consiguen cortes limpios, precisos y rápidos.

Cuando se tenga todo el material preparado y cortado en tiras se colocarán estas sobre el útil utilizando maquinaria que funciona mediante instrucciones de control numérico, por lo que primero es necesario introducir el programa que se va a seguir.

2. Corte por control numérico

Una vez que se han preparado todos los útiles y maquinas a utilizar se preparará la fibra de carbono para después poder formar los laminados. Se seguirá el siguiente proceso:

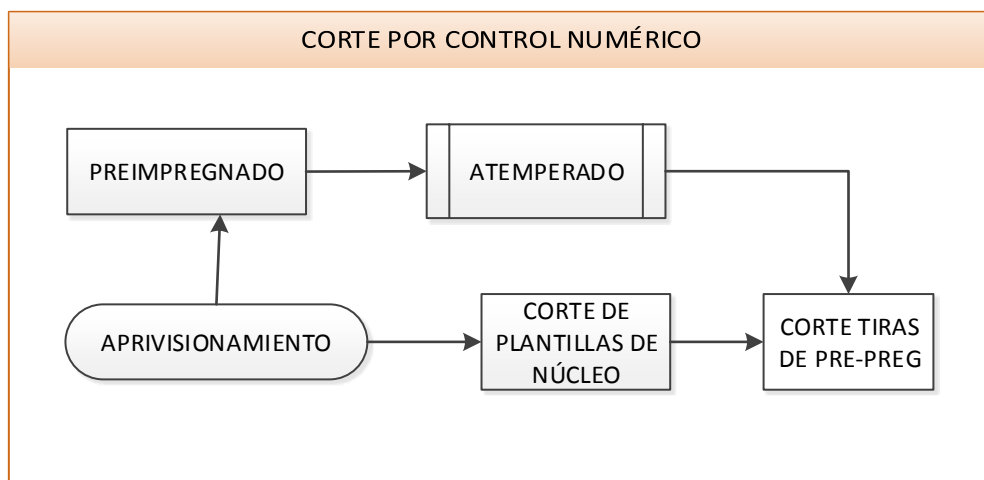


Fig 6.1-2. Corte por control numérico

En este proyecto se partirá de material pre-impregnado para la fabricación de las pieles. Como se introdujo en el *capítulo 1. Introducción*, los materiales pre-impregnados se caracterizan por presentarse las fibras colocadas en una matriz semilíquida y después necesitar un proceso de curación para que así la estructura final consiga sus propiedades. Este material se colocará en mesas para que se atempere y se cortará mediante la utilización de la máquina de corte, tal y como se describió en el paso anterior. Después se colocarán las cintas sobre el molde.

En este paso también se cortarán unas plantillas para construir posteriormente el núcleo.

3. Lay-up

Como puede verse en la *Figura 6.3. Lay-up* este paso recoge todo el proceso de colocación y adhesión de las distintas partes.

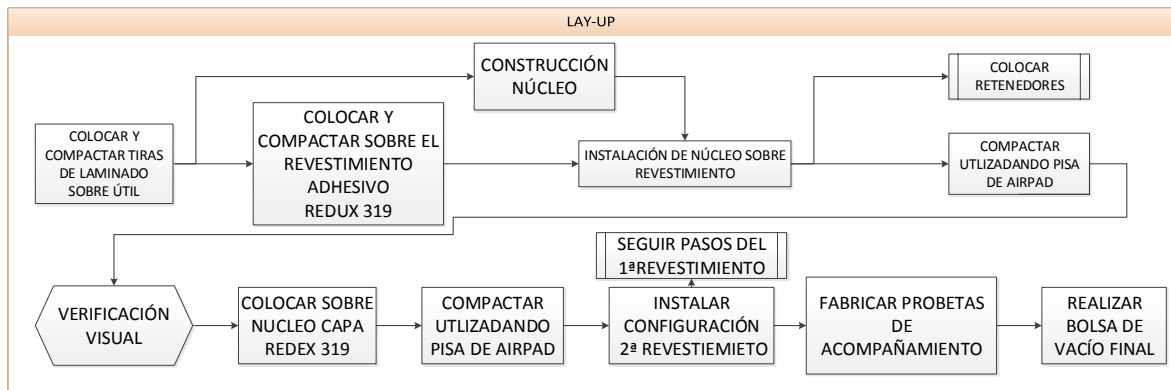


Fig 6.1-3. Lay-up

Una vez que tenemos los cortes del material que constituirá las pieles el primer paso será colocarlo y compactarlo sobre el útil limpiado y revisado previamente (*fase 1. Set up*).

Debido a la necesidad de precisión y los ritmos de demanda que tienen las industrias que fabrican piezas de fibra de carbono se han desarrollado dos métodos automáticos para realizar la colocación de las fibras: ATL (Automated Tape Laying) y AFP (Automated Fiber Placement).

Estas tecnologías permiten establecer una o varias capas de fibra de carbono pre-impregnadas sobre el útil que dará forma a la pieza que se quiera crear. Su precisión radica en la utilización de la robótica guiada por ordenador. A continuación, se describe el funcionamiento de cada una de estas tecnologías:

- ATL (Automated Tape Laying)

Permite aplicar cintas unidireccionales de pre-impregnado sobre moldes tanto planos como curvos. Además de tener precisión en posición, es apta para colocar las bandas en la orientación deseada.

Es un sistema versátil que permite parar el proceso y cambiar la dirección de trabajo, modificando así la orientación de las fibras. Se puede utilizar tanto con materiales termoestables como termoplásticos. El ATL se hace a temperatura ambiente.

La máquina necesaria para llevar a cabo este proceso tiene un cabezal en el que porta la cinta de pre-impregnado. Además, el mismo es capaz de hacer los cortes que se necesite y aplicar el material sobre el molde ejerciendo una pequeña presión.

Una aplicación en la que se lleva a cabo este proceso es la fabricación de laminados mediante la superposición de varias láminas formadas por la unión de cintas con sus fibras colocadas en diferentes orientaciones.

Entre sus ventajas más sonadas se encuentran:

- Reduce el ciclo de coste para grandes piezas
- Permite la fabricación tanto de piezas planas como de piezas curvas
- Permite la fabricación de piezas en una única vez
- Aumenta la precisión, repetitividad y calidad.

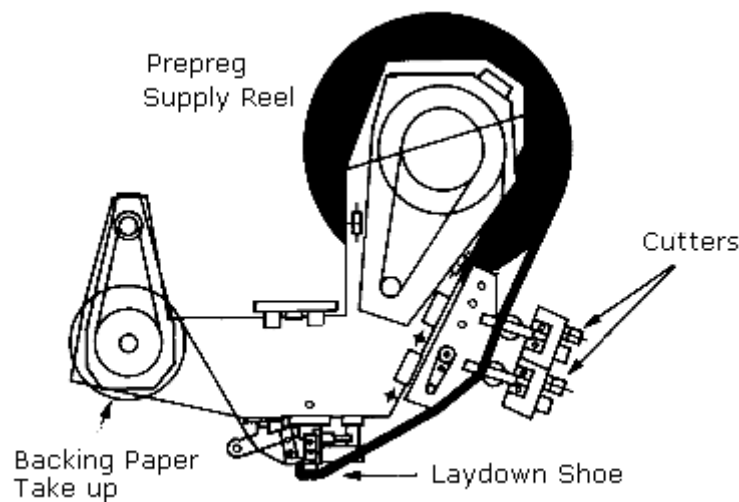


Fig 6.1-4. ATL (Automated Tape Laying) ^[17]

- AFP (Automated Fiber Placement)

Con esta tecnología se consigue la colocación automática de varias bandas pre-impregnadas e individuales mediante un mandril a alta velocidad. El cabezal reparte, fija y corta las bandas durante su colocación utilizando control numérico.

Permite cortar capas de la superficie de la pieza de longitud y espesor mínimos (inferiores a 8 mm) por lo que se puede utilizar para la fabricación de piezas con formas complejas, tanto cóncavas como convexas, abiertas o incluso cerradas. La máquina es capaz de controlar a la vez varias cintas de pequeño

espesor de forma independiente y tiene 7 grados de libertad, pudiendo colocarse las fibras en la orientación deseada. Para realizar este proceso primero hay que atemperar el material a 5-6 °C de temperatura.

Las ventajas principales de este proceso son:

- Alta velocidad de deposición
- Reducción de la fabricación de desechos
- Mejora de la uniformidad
- Reducción de peso
- Direccionado de fibras
- Realización de piezas complejas

Se suele utilizar en la fabricación de piezas con perfiles curvos, anillos, tapas, fuselajes, etc.

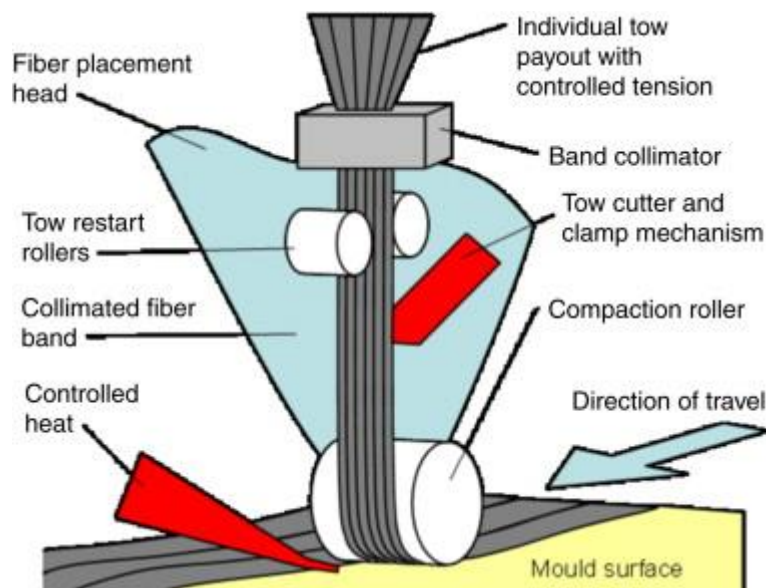


Fig 6.1-5. AFP (Automated fiber placement) [18]

En este caso, se comenzará colocando una capa de laminado mediante la tecnología AFP por permitir crear estructuras más complejas a la par de que puede trabajar con distintas cintas de forma simultánea. Después, se realizará la primera compactación. Para compactar la primera tela se utilizará una bolsa de compactación. Con esta se realizará vacío haciendo que no queden burbujas de aire en el material las cuales podrían alterar sus propiedades. Una vez pasados unos minutos, se abrirá la bolsa de compactación y se aplicarán más capas de tejido repitiendo el proceso cuantas veces sean necesarias.

Paralelamente se dará forma al núcleo y se colocará sobre el revestimiento utilizando la tecnología de control numérico. En la interfase entre el revestimiento y el núcleo se aplicará y compactará el adhesivo Redux 319, seleccionado en el *Capítulo 4. Fase de diseño* para así unir las dos partes.

Después se pondrán unos retenedores para así asegurar que la posición relativa entre revestimiento y núcleo no varía durante el proceso de curación.

Por último, para terminar con el proceso de colocación del núcleo se utilizará un pisa de airpad, cuya función es homogeneizar la presión en la unión núcleo-revestimiento. Después se hará una verificación visual para asegurarse de que el proceso seguido hasta el momento ha sido satisfactorio.

Una vez colocado el núcleo se procede a verter y compactar otra capa de adhesivo utilizando un pisa de airpad sobre el mismo para después instalar mediante CN el segundo revestimiento siguiendo el proceso descrito anteriormente para el primero.

Se aprovechará el proceso de creación de la estructura y curado en autoclave para fabricar unas probetas del material utilizado que servirán como muestras representativas de la estructura final y se podrán someter a ensayos y estudios conociendo así el comportamiento y propiedades del cuerpo central fabricado.

El último proceso de este tercer paso sería realizar la bolsa de vacío. En este proceso se cubre la estructura con una bolsa de material capaz de resistir las altas temperaturas del autoclave y se aplica vacío mejorando la compactación de la estructura, disminuyendo así la porosidad y mejorando las propiedades mecánicas.

4. Operaciones finales

Para concluir con el proceso de fabricación se van a seguir los siguientes pasos descritos en la *Figura 6.6. Operaciones finales*.

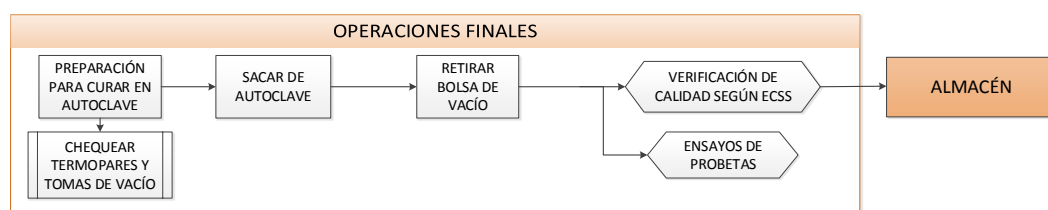


Fig 6.1-6. Operaciones finales

Esta parte es muy importante ya que ella se producirá el curado del material en el autoclave, obteniendo así la estructura final. Además, se llevará a cabo distintas revisiones que indicarán si ha habido algún error a la hora de seguir el proceso y si la estructura es óptima para su utilización. También se obtendrán las probetas de material sobre la que se realizarán ensayos para verificar el comportamiento de la estructura.

Lo primero será preparar la pieza y el autoclave industrial. Antes de meter la estructura a curar es necesario que se coloquen varios termopares repartidos por toda la superficie ya que con estos se controlará en todo momento la temperatura y la presión que hay en el interior del “horno”. También habrá que chequear las tomas de vacío para así asegurar que la bolsa se ha realizado correctamente.

A las personas que no han tenido relación con los autoclaves industriales puede que les asalten varias dudas, ¿qué son?, ¿cómo funcionan?, ¿qué tipos existen? A continuación, se muestra una pequeña introducción de este elemento.

Un autoclave industrial es un recipiente metálico, capaz de resistir elevadas temperaturas y presiones. En ellos, para el caso tratado en este TFG, se produce la polimerización de la matriz epoxi mediante una combinación de tiempo y temperatura. A mayores para garantizar una buena consolidación del laminado se aplica presión en el interior de la autoclave mediante combinación de aire y nitrógeno de alta pureza. También existe otros autoclaves en la industria basados en agua u otros medios, pero no serían válidos para la aplicación descrita en este trabajo.

Debido a la posibilidad de aumentar considerablemente la presión, hasta unas 10 veces la presión atmosférica, es necesario determinar inicialmente la presión máxima que se puede aplicar. En el caso de estructuras sándwich, el tipo de núcleo determinará al valor máximo posible para evitar su colapso, en el caso de laminados, no hay en general limitación de sobre presión.

En el caso de los autoclaves industriales se pueden distinguir tres tipos:

- De desplazamiento por gravedad: se inyecta vapor a presión en la cámara que empuja hacia abajo el aire más pesado
- Calentado por combustible: se activa a través de gas, electricidad u otros combustibles. En este tipo de proceso el agua se encuentra en la base del autoclave y se calienta para generar vapor. Este vapor empuja el aire hacia arriba.
- Pre-vacío: se deshecha el aire antes de aumentar la temperatura, produciendo vacío. Después se introduce nitrógeno para así regular la presión del interior impidiendo que se produzcan contaminaciones o la combustión de los materiales orgánicos que se quieren curar. Este es el tipo de autoclave más utilizado en la industria aeroespacial.



Fig 6.1-7. Autoclave para materiales compuestos

Debido a los materiales seleccionados en *el capítulo 4. Fase de diseño*, la curación se va a realizar en el autoclave a 180°. En cuanto a la presión esta variará en función de si la estructura que se quiere lograr es de tipo sándwich o monolítica. En este caso será de 3.2 bares de la tipo sándwich y de 7 bares en el caso de la estructura monolítica. El proceso de curación durará varias horas.

Una vez se haya terminado el tiempo de curado y haya disminuido la temperatura de la estructura se retirará la bolsa de vacío y se hará el desmoldeo con cuidado de no dañar la pieza. Para terminar, se harán las verificaciones finales para certificar el buen acabado de la estructura final.

Por último, se realizan varias inspecciones de calidad según normativas ECSS (*European Cooperation for Space Standardization*). Se someterá a la estructura tanto a ensayos de comportamiento que representen los esfuerzos que va a tener que soportar como a ensayos no destructivos. También se ensayarán las probetas de material para verificar que las propiedades y comportamiento del mismo se corresponden con las esperadas.

Por último, cuando se haya verificado que la pieza está correcta, se procederá a su almacenaje en un lugar limpio, seco y con una temperatura uniforme hasta que se utilice en el montaje del satélite correspondiente.

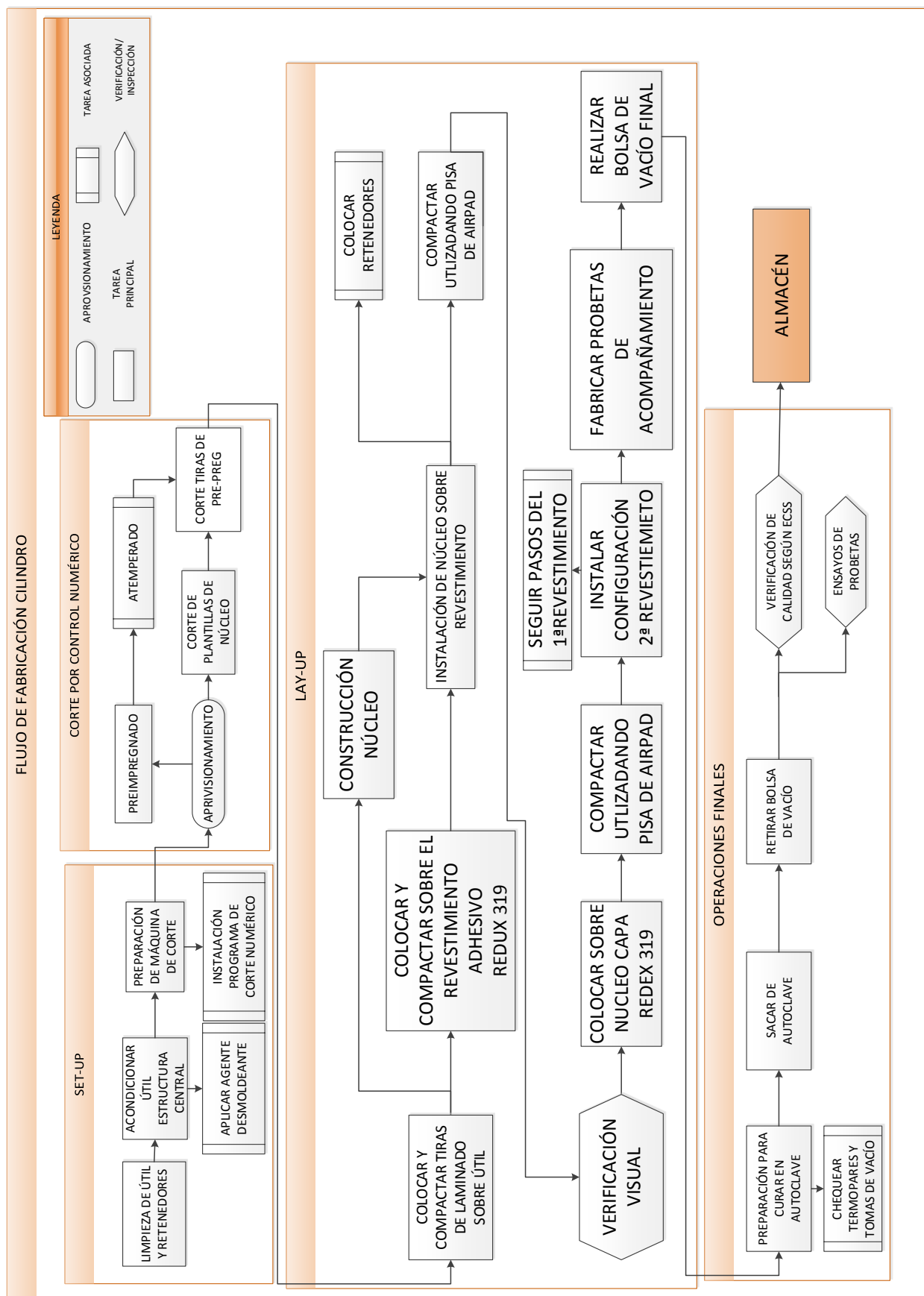


Fig 6.1-8. Proceso de fabricación de la estructura tipo sándwich

6.2. Análisis de costes

Los costes que conllevan tanto la adquisición de la materia prima como del proceso de fabricación llegan a ser determinantes a la hora de seleccionar que proyecto se va a llevar a cabo.

El coste de fabricación de un proyecto en general viene dado por la siguiente expresión:

$$Coste = Coste_{material} + Coste_{mano\ de\ obra} + Coste_{maquinaria}$$

El coste de material y el de mano de obra variará en función del caso que se esté estudiando en ese momento. Habrá que tener en cuenta en cada proceso la cantidad que se necesita de cada material y el tiempo necesario para trabajarlos.

El coste de la maquinaria necesaria para llevar a cabo el proceso de producción, tales como la máquina para realizar los cortes de las láminas, el autoclave, los retenedores o los termopares se va a suponer igual para ambos tipos de estructuras. Por ello, debido a que este apartado tiene como fin comparar los costes entre los dos procesos no se van a tener en cuenta.

A continuación, se realiza un cálculo del coste que supondría la fabricación de cada tipo de estructura. Para ello se han utilizado los siguientes datos:

Tiempos unitarios de mano de obra	
Procesado CFRP	5 m ² /h
Procesado del aluminio	15 m ² /h
Preparación planchas de núcleo	15 m ² /h
Compactaciones laminado	30'/4 capas
Compactaciones adhesivo-núcleo	1h/capa

Tabla 6.2-1. Tiempos unitarios de mano de obra

Costes unitarios material + mano de obra	
Coste CFRP	500€/kg
Coste aluminio	180 €/m ²
Coste adhesivo	180 €/m ²
Coste mano de obra	50 €/h

Tabla 6.2-2. Costes unitarios del material y de la mano de obra

- Estructura sándwich

En este caso en cuando a coste de material tenemos que tener en cuenta las cintas de pre-impregnado, el aluminio para el núcleo y el adhesivo para realizar la unión piel-núcleo-piel.

$$\text{Coste}_{material} = \text{Coste}_{CRFP} + \text{Coste}_{Aluminio} + \text{Coste}_{Adhesivo} \quad (\text{Ecuación 6.2.1})$$

$$\text{Coste}_{CRFP} = \text{Masa}_{CRFP} \cdot \text{Coste}_{unitario CRFP} = 120.34 \cdot 500 = 60170 \text{ €}$$

$$\begin{aligned} \text{Coste}_{Aluminio} &= \text{Área lateral}_{núcleo} \cdot \text{Coste}_{unitario Aluminio} = \\ &= 2 \cdot \pi \cdot \text{radio núcleo}_{medio} \cdot L \cdot \text{Coste}_{unitario Aluminio} = \\ &= 2 \cdot \pi \cdot 0.582 \cdot 2.8 \cdot 180 = 1843.034 \text{ €} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Coste}_{Adhesivo} &= \text{Área lateral}_{adhesivo} \cdot \text{Coste}_{unitario Adhesivo} \\ &= 2 \cdot \pi \cdot (\text{radio}_{1^\circ \text{ adhesivo}} + \text{radio}_{2^\circ \text{ adhesivo}}) \cdot L \cdot \text{Coste}_{unitario Aluminio} \\ &= 2 \cdot \pi \cdot (0.5945 + 0.5645) \cdot 2.8 \cdot 180 = 3670.23 \text{ €} \end{aligned}$$

Finalmente, el coste del material utilizado es:

$$\text{Coste}_{material} = \text{Coste}_{CRFP} + \text{Coste}_{Aluminio} + \text{Coste}_{Adhesivo} = 65683.26 \text{ €}$$

*Para el cálculo del área de aluminio se ha tenido en cuenta el radio medio del núcleo. Por otro lado, para el cálculo del adhesivo utilizado se ha tenido en cuenta el radio exterior e interior definidos para el núcleo, ya que esta es la zona donde se va a encontrar.

Ahora se pasa a calcular el coste destinado a pagar la mano de obra. Para ello primero se calculará el tiempo que lleva completar todo el proceso.

$$\text{Tiempo}_{\text{mano de obra}} = \text{Tiempo}_{\text{unitario mano de obra}} \cdot N^\circ \text{ de horas}$$

En el proceso de fabricación de la estructura sándwich habrá que calcular el número de horas que se emplean en la preparación de las láminas de núcleo, la compactación de las láminas, en el procesado del CFRP y del núcleo y en la compactación piel-núcleo-piel.

$$\begin{aligned} \text{Tiempo}_{\text{procesado CFRP}} &= \text{Área}_{CRFP} \cdot \text{Tiempo}_{\text{unitario procesado CFRP}} \\ &= (2 \cdot \pi \cdot (\text{radio}_{\text{medio } 1^\circ \text{ revestimiento}} + \text{radio}_{\text{medio } 2^\circ \text{ revestimiento}}) \cdot L \\ &\quad + \text{Área}_{\text{deposito+placa lateral}}) \cdot n^\circ \text{ láminas} \cdot \text{Tiempo}_{\text{unitario procesado CFRP}} \\ &= \frac{(2 \cdot \pi \cdot (0.597 + 0.567) \cdot 2.8 + 0.2835 + 0.583) \cdot 32}{5} = 136.61 \text{ h} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Tiempo}_{\text{procesado aluminio}} &= \text{Área}_{Aluminio} \cdot \text{Tiempo}_{\text{unitario procesado Aluminio}} \\ &= 2 \cdot \pi \cdot \text{radio}_{\text{medio núcleo}} \cdot L = \frac{2 \cdot \pi \cdot 0.582 \cdot 2.8}{15} = 0.683 \text{ h} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & \textbf{Tiempo}_{\text{preparación planchas nucleo}} \\
 &= \text{Área}_{\text{Aluminio}} \cdot \text{Tiempo}_{\text{unitario prepar. planchas nucleo}} \\
 &= 2 \cdot \pi \cdot \text{radio}_{\text{medio núcleo}} \cdot L = 2 \cdot \frac{2 \cdot \pi \cdot 0.582 \cdot 2.8}{15} = 0.683 \text{ h}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \textbf{Tiempo}_{\text{compactacion CRPF}} &= N^{\circ} \text{ de capas} \cdot \text{Tiempo}_{\text{unitario procesado Aluminio}} = \\
 &32 \cdot \frac{0.5}{4} = 4 \text{ h}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \textbf{Tiempo}_{\text{compactacion núcleo-adh}} &= N^{\circ} \text{ de compactaciones} \cdot \text{Tiempo}_{\text{unitario procesado Aluminio}} = \\
 &3 \cdot \frac{1}{1} = 3 \text{ h}
 \end{aligned}$$

Ahora puede calcularse el tiempo total para completar el proceso de producción:

$$\text{Tiempo}_{\text{mano de obra}} = 145.653 \text{ h}$$

Finalmente los tiempos empleados se distribuyen de la siguiente forma:

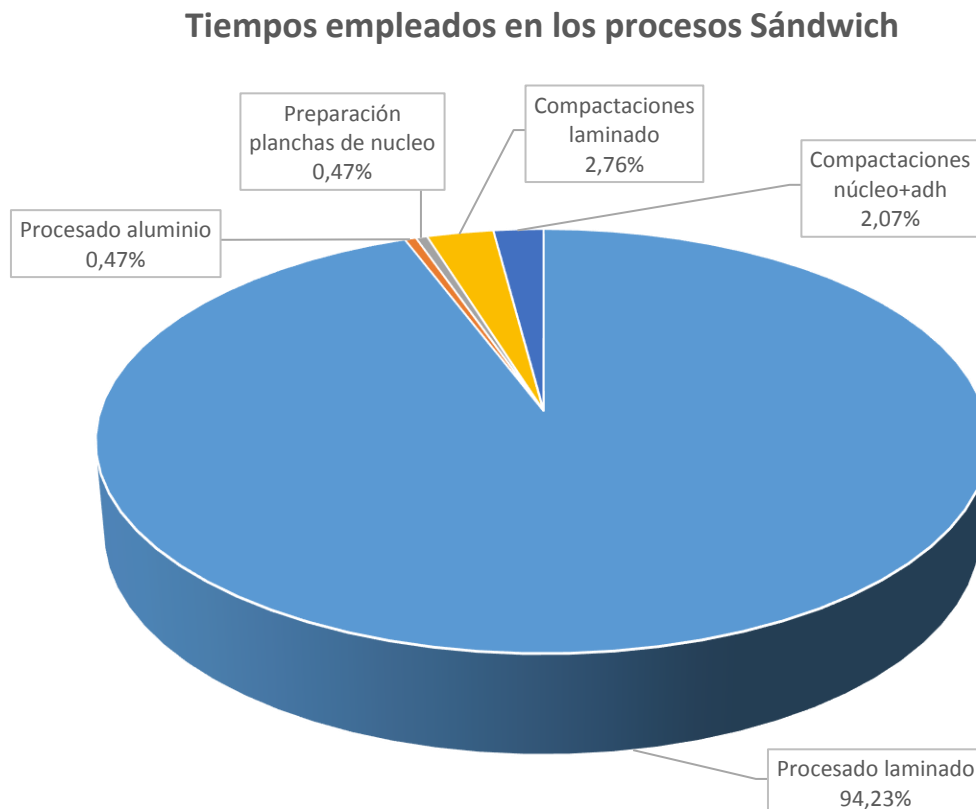


Fig 6.2-1. Tiempos empleados en los procesos de la estructura Sándwich

Por consiguiente, se puede obtener el coste total de la mano de obra:

$$\text{Coste}_{\text{mano de obra}} = \text{Tiempo}_{\text{mano de obra}} \cdot \text{Coste}_{\text{unitario mano de obra}} = 145.653 \cdot 50 = 7282.65$$

Y el coste total del proceso:

$$\text{Coste}_{\text{fabricación}} = \text{Coste}_{\text{material}} + \text{Coste}_{\text{mano de obra}} = 72965.91 \text{ €}$$

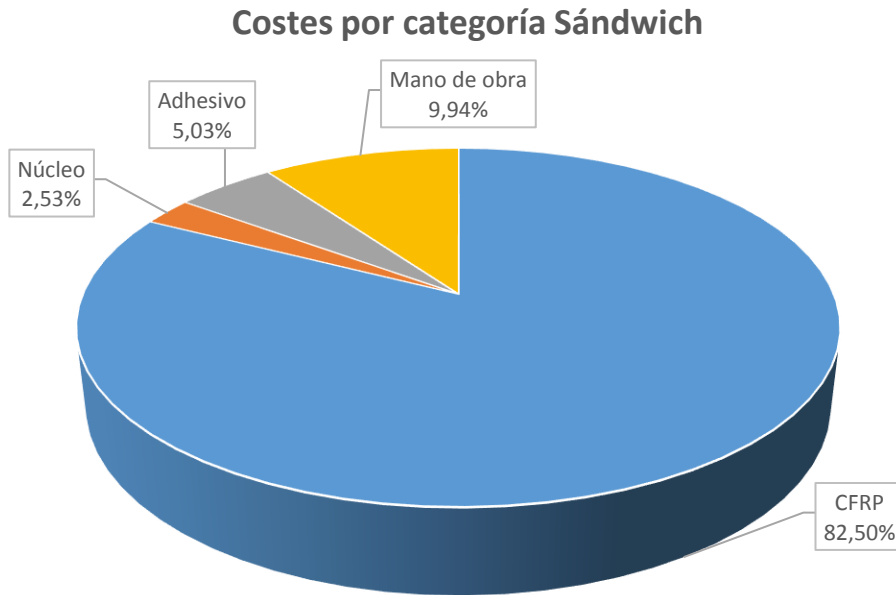


Fig 6.2-2.Costes por categoría de la estructura Sándwich

- Estructura monolítica

En este caso en cuanto a coste de material únicamente tenemos que tener en cuenta las cintas de pre-impregnado.

$$\text{Coste}_{\text{material}} = \text{Coste}_{\text{CRFP}}$$

$$\text{Coste}_{\text{CRFP}} = \text{Masa}_{\text{CRFP}} \cdot \text{Coste}_{\text{unitario CRFP}} = 129.36 \cdot 500 = 64680 \text{ €}$$

Por tanto, el coste total del material utilizado será:

$$\text{Coste}_{\text{material}} = 64680 \text{ €}$$

Ahora se pasa a calcular el coste destinado a pagar la mano de obra. Para ello primero se calculará el tiempo que lleva completar todo el proceso.

$$\mathbf{Tiempo_{mano\ de\ obra} = Tiempo_{unitario\ mano\ de\ obra} \cdot N^{\circ}\ de\ horas}$$

En el proceso de fabricación de la estructura monolítica solo habrá que calcular el número de horas que se emplean en la compactación de las láminas.

$$\begin{aligned} \mathbf{Tiempo_{procesado\ CFRP}} &= \mathbf{\acute{A}rea_{CFRP} \cdot Tiempo_{unitario\ procesado\ CFRP}} \\ &= (2 \cdot \pi \cdot \text{radio}_{medio\ estructura} \cdot L + \mathbf{\acute{A}rea_{deposito+placa\ lateral}}) \cdot n^{\circ}\ \text{láminas} \\ &\cdot \mathbf{Tiempo_{unitario\ procesado\ CFRP}} = \frac{(2 \cdot \pi \cdot 0.5928 \cdot 2.8 + 0.2835 + 0.583) \cdot 32}{5} = 66.92\ h \end{aligned}$$

$$\mathbf{Tiempo_{compactacion\ CRPF} = N^{\circ}\ de\ capas \cdot Tiempo_{unitario\ procesado\ Aluminio} = 32 \cdot \frac{0.5}{4} = 4\ h}$$

La distribución de tiempos para la fabricación de la estructura monolítica es la siguiente:

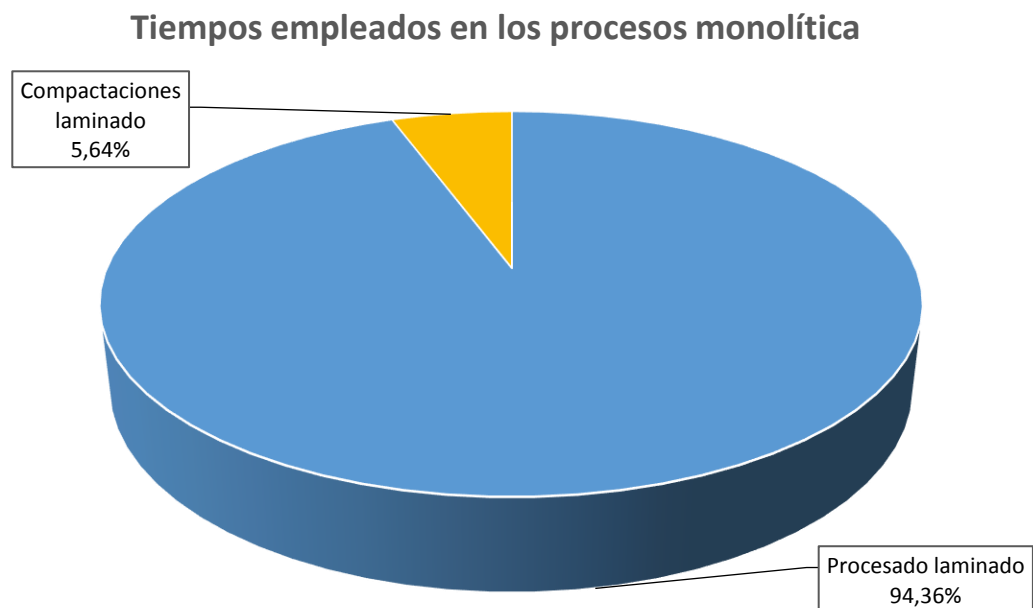


Fig 6.2-3. Tiempos empleados en los procesos de la estructura Monolítica

Ya se puede calcular el tiempo total para completar el proceso de producción:

$$\mathbf{Tiempo_{mano\ de\ obra} = 70.92\ h}$$

Por consiguiente, se puede obtener el coste total de la mano de obra:

$$\text{Coste}_{\text{mano de obra}} = \text{Tiempo}_{\text{mano de obra}} \cdot \text{Coste}_{\text{unitario mano de obra}} = 70.92 \cdot 50 = 3546.11 \text{ €}$$

Y el coste total del proceso:

$$\text{Coste}_{\text{fabricación}} = \text{Coste}_{\text{material}} + \text{Coste}_{\text{mano de obra}} = 68226.11 \text{ €}$$

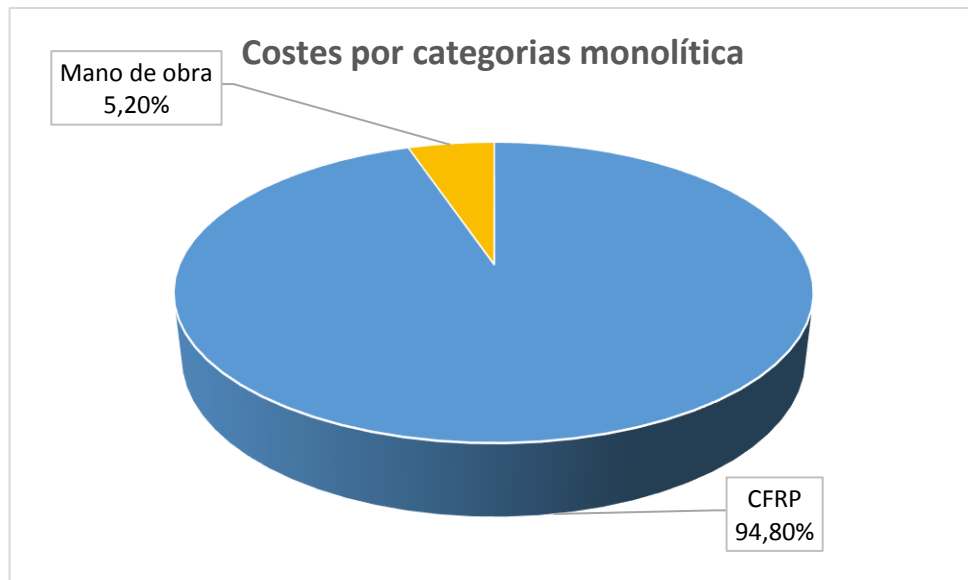


Fig 6.2-4. Costes por categoría de la estructura Monolítica

- Comparación de resultados

En los siguientes gráficos se puede ver una comparación en los costes y tiempos de cada proyecto por categorías:

Comparación de tiempos (h)

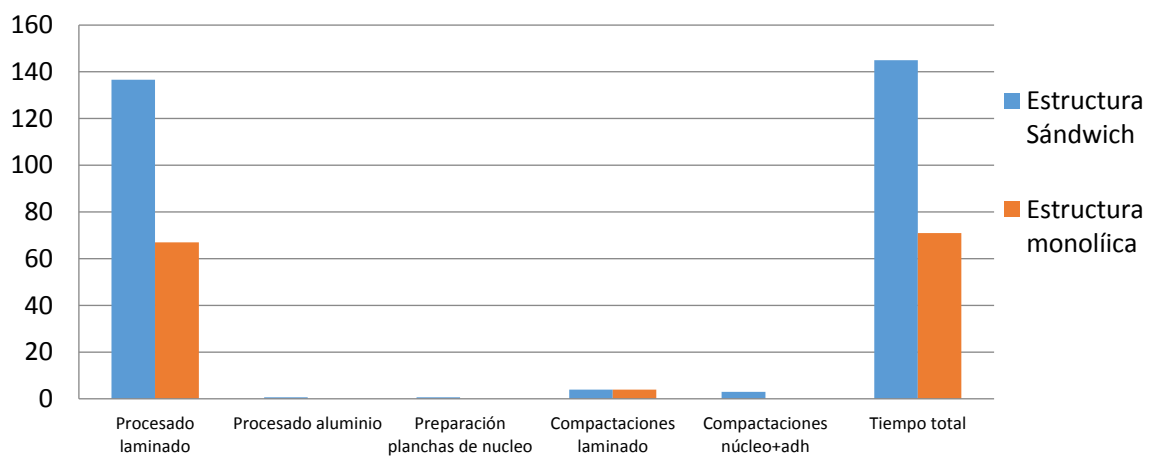


Fig 6.2-5.Comparación de tiempos

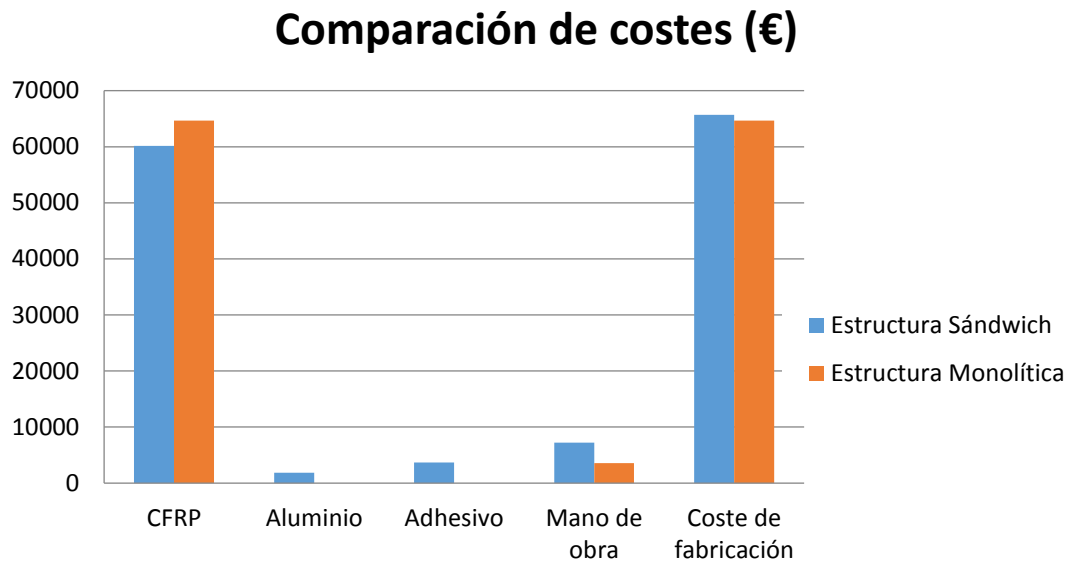


Fig 6.2-6. Comparación de costes

En cuanto a costes de fabricación la estructura sándwich tiene costes inferiores, sin embargo, tal y como se indicó en el capítulo 1. Introducción en el sector aeroespacial hay que tener en cuenta el coste que nos produciría poner un kilo en órbita. Se recuerda que cada kilo de más en una estructura supone un incremento de 20000€ a la hora de ponerlo en funcionamiento. Teniendo en cuenta este factor se puede obtener los costes totales de funcionamiento.

$$Coste_{total} = Coste_{fabricación} + Coste_{Puesta\ en\ marcha} \quad (\text{Ecuación 6.2.2})$$

- Sándwich

$$\begin{aligned} Coste_{total} &= Coste_{fabricación} + Coste_{Puesta\ en\ marcha} \\ &= 72965.91 + 20000 \cdot 124.48 = \mathbf{2.56256591 \text{ millones de €}} \end{aligned}$$

- Monolítica

$$\begin{aligned} Coste_{total} &= Coste_{fabricación} + Coste_{Puesta\ en\ marcha} \\ &= 68226.11 + 20000 \cdot 129.36 = \mathbf{2.655426111 \text{ millones de €}} \end{aligned}$$

Por lo tanto, el coste total que nos supondría el realizar el *central body* con una estructura tipo sándwich sería un 4.5% inferior.

7. Selección del diseño final

A continuación, se muestran los resultados obtenidos en cada uno de los apartados realizados anteriormente.

Dirección	Estructura sándwich		Estructura monolítica	
	Tracción máxima	Compresión máxima	Tracción máxima	Compresión máxima
S11	228 MPa	119 MPa	111 MPa	147 MPa
S22	5.76 MPa	7.23 MPa	14.38 MPa	5.78 MPa
S33	0.14 MPa	0.54 MPa	0 MPa	0 MPa
S12	8.66 MPa	8.17 MPa	9.18 MPa	8.58 MPa
S13	0.005 MPa	0.01 MPa	-	-
S23	0.37 MPa	0.32 MPa	-	-

Tabla 7-1. Comparación de tensiones entre estructura sándwich y monolítica

Dirección	Estructura sándwich	Estructura monolítica
	Desplazamiento máximo	Desplazamiento máximo
U1	1.66 mm	0.39 mm
U2	5.91 mm	6.1 mm
U3	10.06 mm	10.01 mm

Tabla 7-2. Comparación de desplazamiento entre estructura sándwich y monolítica

	Estructura sándwich	Estructura monolítica
Masa	124.44 Kg	129.36 Kg

Tabla 7-3. Comparación de masa entre estructura sándwich y monolítica

$$Coste_{total\text{sándwich}} = 2.56256591 \text{ mll } € < Coste_{total\text{monolítica}} = 2.655426111 \text{ mll } €$$

Viendo la comparación de los resultados obtenidos en los apartados anteriores puede concluirse que ambas estructuras se comportan de forma muy similar en cuanto a tensiones máximas y desplazamientos máximos. Además, la masa de ambas también es del mismo orden, aunque como ya se apreció en el análisis de costes esta mínima diferencia de masa tiene gran importancia a la hora de calcular el coste de puesta en funcionamiento de las estructuras.

Analizando los esfuerzos que tiene que soportar la estructura son inferiores con la configuración sándwich, exceptuando en la dirección 1, dirección de las fibras de las láminas a 0°. Aunque en este eje los esfuerzos sean superiores a tracción no supone un problema ya que las fibras seleccionadas tienen una resistencia a rotura de 2724 MPa, se muestran márgenes de seguridad positivos en esta dirección.

En cuanto a los desplazamientos puede observarse que la diferencia más notoria es en la dirección 1, dirección longitudinal del *central body*. De todas formas, este valor se encuentra dentro del límite definido en la especificación, 15 milímetros. Que la estructura se contraiga en esa dirección puede suponer el incremento de esfuerzos en las uniones entre el *central body* y otros componentes del satélite, por lo tanto, esta diferencia de desplazamientos no es crítica ya que se podrían reforzar las uniones. Sin embargo, el desplazamiento en la dirección 2 sí que es más importante ya que un exceso de achatamiento en esa dirección podría suponer el aplastamiento de algunos componentes como tuberías o circuitos.

Como se ha demostrado en el apartado de fabricación el incremento de masa, aunque esta es del mismo orden en ambas estructuras, supone un incremento muy elevado en el coste de puesta en funcionamiento del satélite, incrementando el coste total en un 4.5% en el caso de la estructura monolítica. En este tipo de proyectos un incremento del coste en un 4.5% no es motivo excluyente de una configuración, habría que estudiar los pros y contras de cada tipo de estructura para ver cuál es capaz de comportarse de una manera más interesante de cara a la aplicación que se le quiera dar al satélite.

Aunque no se ha estudiado cuantitativamente debido a que está fuera del alcance de este proyecto, en las estructuras centrales de satélite hay que tener en cuenta otros aspectos como aspectos térmicos o el riesgo de pandeo.

Una de las ventajas tipo sándwich es que los materiales utilizados para la fabricación del núcleo tienen un coeficiente de conductividad muy bajo, actuando como aislantes térmicos. Esta es una característica muy valorada ya que permite proteger a los equipos situados en el interior del *central body* de los gradientes térmicos que hay en el espacio.

En el momento de lanzamiento el cuerpo central de satélite se encuentra sometido a altos esfuerzos en la dirección longitudinal que la estructura tiene que resistir para asegurar su integridad y la de los componentes que protege. Las estructuras de sándwich tienen una buena resistencia local y el riesgo de pandeo es inferior que en las estructuras monolíticas.

Por todo esto se concluye que la mejor opción en este caso es la fabricación de la estructura central de satélite utilizando una **estructura de tipo sándwich**

8. Conclusiones

En este proyecto se ha realizado una comparación de diferentes variables entre la construcción de una estructura central de satélite utilizando una configuración monolítica o sándwich con la finalidad de elegir la mejor opción para su fabricación y puesta en órbita.

La principal función de esta parte del satélite es actuar de carcasa para proteger los equipos que se encuentran en su interior, por lo que hay que asegurar su integridad en todo momento.

La estructura que se ha estudiado es una pieza cilíndrica de 1194 milímetros de diámetro y 2800 milímetros de longitud. Se ha modelizado en el momento más crítico, el lanzamiento, en el que las cargas a soportar serán máximas.

Ambas estructuras se han diseñado en material compuesto. En la primera fase del proyecto se ha estudiado las características de distintos materiales con el fin de encontrar la mejor solución para el problema. Finalmente se ha seleccionado una matriz polimérica unida a fibras de carbono tanto en la estructura monolítica como para las pieles de la configuración sándwich. Además, en este último caso se añadirá un núcleo de aluminio entre ambas pieles.

Los materiales compuestos son una opción muy valorada y útil en los sectores en los que se busca obtener buenas propiedades mecánicas con un peso reducido. Una de sus grandes ventajas es que son materiales generados “a gusto del consumidor”, es posible buscar las propiedades requeridas en cada dirección variando el porcentaje de cada componente a la hora de mezclarlos. Además, se puede modificar el comportamiento mecánico de la estructura total mediante variables como el número de capas presentes en cada dirección o la disposición de las mismas. Por esto un sector en el que los materiales compuestos tienen vital importancia es el aeroespacial.

Las estructuras aeroespaciales están sometidas a un estudio y análisis continuo con la idea de encontrar configuraciones más óptimas. A la hora de fabricar un componente como este no se puede asegurar a priori si sería mejor opción hacerlo mediante una estructura monolítica o una tipo sándwich. Para poder elegir un diseño final, las distintas opciones deben pasar por el estudio de numerosas variables, como pueden ser el peso, el coste o facilidad de fabricación.

Antes de realizar un estudio exhaustivo de la estructura, es necesario hacer una primera aproximación analítica para comprobar que los materiales y la configuración seleccionada cumplen con los requisitos. Para ello se ha estudiado que las tensiones que va a ver cada tela del laminado están dentro de su intervalo de admisibles y márgenes de seguridad, que el núcleo de la estructura sándwich sea capaz de resistir los esfuerzos que se ejercen sobre él y por último, que la estructura se encuentra por debajo del valor

de la frecuencia longitudinal máxima para asegurar que la estructura no va a tener problemas de acoplamiento con el lanzador.

Una vez se ha conseguido cumplir con estos requerimientos se ha procedido a estudiar el comportamiento de la estructura total mediante el programa de elementos finitos ABAQUS.

En un primer análisis asistido, se ha estudiado los esfuerzos generados, el desplazamiento máximo y la masa de ambas estructuras. Se ha obtenido que para tener unas características similares en esfuerzos y desplazamientos se necesita una estructura monolítica con láminas de mayor espesor que las que se utilizan en las pieles de la estructura monolítica por lo que se incrementa relativamente la masa. Sin embargo, no se han obtenido resultados lo suficientemente dispares como para poder asegurar que una de estas configuraciones es mejor. Este apartado también ha servido para demostrar que las estructuras laminadas se modelan como estructuras en tensión plana, el esfuerzo en la dirección 3 es nulo.

Después se ha realizado un análisis de costes que tiene en cuenta tanto los costes de fabricación como los costes de puesta en marcha de ambas estructuras. En este apartado se ha obtenido que el coste de fabricación es inferior en las estructuras monolíticas ya que en este caso no hay que realizar todos los procesos relacionados con el procesado del núcleo. Sin embargo, el coste de funcionamiento de la estructura sándwich es un 4.5% inferior, ya que cada kilo de masa supone un incremento de 20000 € a la hora de poner una estructura en vuelo. Esto hace que el coste total del proyecto sea inferior en el caso de la estructura sándwich.

Además, realizar este tipo de estructuras con configuración sándwich supone otras ventajas como que el núcleo tiene un bajo coeficiente de conducción térmica por lo que se puede proteger a los componentes que se encuentran en el interior del *central body* a las altas y bajas temperaturas que hay en el espacio. Además, tienen un muy buen comportamiento a pandeo, necesario para asegurar la integridad de la estructura en el momento del lanzamiento en el que las cargas axiales de compresión son muy elevadas.

Finalmente se ha seleccionado la fabricación del cuerpo central de satélite como una estructura tipo sándwich debido a que esta estructura se comporta ligeramente mejor en cuanto esfuerzos y desplazamientos, menor masa y menor coste de puesta en vuelo. Además, estas estructuras cuentan con otras ventajas como las expresadas en el párrafo anterior.

9. Estudios futuros

Este análisis podría haberse hecho con mayor profundidad, estudiando además otras variables que por su complejidad han quedado fuera del alcance del proyecto.

Hasta ahora la temperatura únicamente se ha tenido en cuenta a la hora de elegir los materiales a utilizar, buscando unos que puedan operar en el rango de temperaturas en el que se va a encontrar el satélite. De cara al futuro, la comparación entre configuraciones podría mejorarse teniendo en cuenta los gradientes de temperatura que va a sufrir la estructura a la hora de calcular el comportamiento de las estructuras tanto a nivel de esfuerzos como de desplazamientos. En este caso habría que tener en cuenta que el núcleo de la estructura sándwich actuaría como aislante térmico, lo que supondría una ventaja.

También podría calcularse cuantitativamente el coste que supondría realizar la unión de los distintos equipos protegidos por el *central body* al mismo. En este caso habría que poner especial cuidado en las estructuras sándwich ya que habría que estudiar la forma de insertar estos elementos disminuyendo el riesgo que habría de que se separasen las pieles y el núcleo.

Otros aspectos a tener en cuenta en proyectos futuros podrían ser el estudio de las vibraciones sinusoidales que ocurrirán durante el transporte en tierra, el lanzamiento y el vuelo debido a la separación de las distintas partes de la nave o la integridad de la estructura cuando se la somete a entornos con alto nivel acústico como se produce en el lanzamiento.

Documentación de referencia

- [1] Casado, Javier (30/01/2013). *“Materiales de los satélites artificiales”*. Disponible en <http://tecnoblogueando.blogspot.com.es/2013/01/materiales-de-los-satelites-artificiales.html>
- [2] Escobar, Mariano Martín. *“Materiales compuestos en la industria aeronáutica”*. Disponible en <http://www.nanotubo.com.ar/nota.php?id=15> (visitada el 30.08.2016)
- [3] Pascual, Julio y Trigo, Jesús (Mayo 2005). *“Application of a new technologies for Eurostar centre tube”*. Disponible en <http://adsabs.harvard.edu/full/2005ESASP.581E.128P>
- [4] Piña, José María (06/01/2017). *“Basura espacial y satélites en órbita”*. Disponible en <http://www.astropractica.org/tact/basesp/basesp.htm>
- [5] Román, Nadia D. (2013). *“Guía de modelado con el software ABAQUS”*. Disponible en http://extranet.frsf.utn.edu.ar/application/uploads/GIMNI/archivos/guia_abaqus.pdf
- [6] Quercia, Tatiana (Sapienza Università di Roma, Febrero 2014). *“Preliminary Design of a BUS for the Geostationary Orbit”* disponible en <http://es.slideshare.net/TatianaQuercia/tatianaquerciasatellitedesign>
- [7] *“Alphasat I /Inmarsat-XL (Inmarsat-Extended L-band Payload)/ InmarSat-4A F4)”*. Disponible en <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/a/alphasat> (consultado el 12/07/2016)
- [8] *“Introducción a las estructuras sándwich”*. Universidad Carlos III de Madrid, departamento de mecánica de medios continuos y teoría de estructuras. Disponible en <http://ocw.uc3m.es/mecanica-de-medios-continuos-y-teoria-de-estructuras/elasticidad-resistencia-de-materialesii/material-de-clase-1/materiales-compuestos/capitulo7.pdf> (consultado el 12/07/2016)
- [9] *“Introducción a la Teoría de Vigas en Material Compuesto y Sándwich”*. Universidad Carlos III de Madrid, departamento de mecánica de medios continuos y teoría de estructuras. Apuntes de la asignatura Estructuras ligeras
- [10] Aviation Online Magazine. *“Laminated structures”*. Disponible en http://avstop.com/ac/Aviation_Maintenance_Technician_Handbook_General/5-34.html
- [11] *“Introducción a la teoría del laminado”*. Universidad Carlos III de Madrid, departamento de mecánica de medios continuos y teoría de estructuras. Apuntes de la asignatura Estructuras ligeras

- [12] “Guía de selección de fibra de carbono HexTow”. Hexcel. Disponible en http://www.hexcel.com/user_area/content_media/raw/HexTowSelectorGuide2015.pdf?w=500 (consultado el 12/09/2016)
- [13] “Propiedades matriz epoxi 8552 con fibra IM7”. Hexcel. Disponible en http://www.hexcel.com/user_area/content_media/raw/HexPly_8552_eu_DataSheet.pdf (consultado el 12/09/2016)
- [14] “Propiedades núcleo de aluminio 5056”. Hexcel. Disponible en http://www.hexcel.com/user_area/content_media/raw/CR3_us.pdf (consultado el 12/09/2016)
- [15] “Introducción a las vigas de pared delgada en material compuesto”. Universidad Carlos III de Madrid, departamento de mecánica de medios continuos y teoría de estructuras. Apuntes de la asignatura estructuras ligeras.
- [16] Simulia. “Abaqus/CAE v6.10 User’s Manual”. Disponible en: <http://abagus.software.polimi.it/v6.14/books/usi/default.htm>
- [17] “Polymer Matrix Materials: Advanced Composites”. Occupational Safety and Health Administration (United States Department of Labor). Disponible en https://www.osha.gov/dts/osta/otm/otm_iii/otm_iii_1.html (consultado el 25/05/2017).
- [18] Debout, Pierre (Febrero 2011), “Tool path smoothing of a redundant machine: Application to Automated Fieber Placement”. Disponible en <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0010448510001788>
- [19] Contreras, Antonio J (3/10/2014). “Tecnología de laminado automatizado en materiales compuestos”. Disponible en <https://materialsbreakthroughs.wordpress.com/2014/11/03/tecnologia-de-laminado/>
- [20] Sánchez Vicente, Laura (Junio 2011). “Análisis mecánico y fisicoquímico de un material compuesto de matriz termoestable y refuerzo de fibra de carbono: comparativa de propiedades del material curado fuera y dentro de autoclave”. Disponible en http://e-archivo.uc3m.es/bitstream/handle/10016/12436/PFC_Laura_Sanchez_Vicente.pdf?sequence=1&isAllowed=y
- [21] Poveda Martínez, Santiago. “Lecturas complementarias. Materiales Compuestos”. Disponible en: http://ocw.upm.es/expresion-grafica-en-la-ingenieria/ingenieria-grafica-metodologias-de-diseno-para-proyectos/Teoria/LECTURA_COMPLEMENTARIA/MATERIALES/materialescompuestos.pdf (Consultado el 10/09/2016)
- [22] Jaafar, Fariezul y Mr Joe (03/12/2010). “Lamina and Laminare, What is that? Disponible en: <http://www.fibre-reinforced-plastic.com/2010/12/lamina-and-laminare-what-is-that.html>

- [23] QuimiNet (13/D12/2011). *“Autoclave industrial: funcionamiento y tipos”*. Disponible en: <https://www.quiminet.com/articulos/autoclave-industrial-funcionamiento-y-tipos-2651729.htm>
- [24] Catálogo de autoclaves NauticExpo *“Autoclave para materiales compuestos”*. Disponible en: <http://www.nauticexpo.es/prod/maroso/product-39316-294880.html> (Consultado el 28/05/2017)
- [25] *“Introducción a los materiales compuestos”*. Universidad Carlos III de Madrid, departamento de mecánica de medios continuos y teoría de estructuras. Apuntes de la asignatura estructuras ligeras.